

CENTRAL INTELLIGENCE AGENCY

This material contains information affecting the National Defense of the United States within the meaning of the Espionage Laws, Title 18, U.S.C. Secs. 793 and 794, the transmission or revelation of which in any manner to an unauthorized person is prohibited by law.

S-E-C-R-E-T

50X1-HUM

COUNTRY USSR

REPORT

SUBJECT Copies of Soviet Technical Manuals for the MIG-17P and the MIG-17PF and an Instruction Manual for the MIG-17PF and the MIG-17F

DATE DISTR.

17 November 1959

NO. PAGES

1

REFERENCES

RD

50X1-HUM

DATE OF INFO.

PLACE &
DATE ACQ.

SOURCE EVALUATIONS ARE DEFINITIVE. APPRAISAL OF CONTENT IS TENTATIVE

1. Three copies of Russian-language technical manuals dealing with the Soviet X-15-HUM MIG-17P, MIG-17PF, and MIG-17F aircraft, plus the microfilm copies of these manuals, have been deposited in the CIA Library, from which copies may be obtained.
2. The three manuals, all published by the State Publishing House of the Defense Industry, were classified SECRET by the Soviets. The manuals when detached from this report are classified CONFIDENTIAL. The following is explanatory information about each of the manuals.
 - a. The technical manual on the MIG-17P, published in 1954, is entitled Samolet MIG-17P s dvigatelem VK-1F (The MIG-17P Aircraft with the VK-1F Engine). This manual, written under the direction of the Ministry of Aviation Industry, provides much technical detail including flight characteristics of the aircraft.
 - b. The technical manual on the MIG-17PF, published in 1956, is entitled Samolet MIG-17PF (The MIG-17PF Aircraft). This manual, written under the direction of the Ministry of Aviation Industry, provides a technical description of the MIG-17PF which, according to the title page, supplements the technical description of the MIG-17; presumably a technical manual for the earlier fighter aircraft is meant. This manual provides much detail and numerous technical drawings relating to the design and construction of the MIG-17PF aircraft.
 - c. The instruction manual on the MIG-17PF and MIG-17F, published in 1957, is entitled Samolety MIG-17PF i MIG-17F -- instruktsiya po tekhnicheskoy ekspluatatsii i obsluzhivaniyu (The MIG-17PF and MIG-17F Aircraft -- Technical Instructions for Operation and Maintenance). This manual, written under the direction of the Ministry of Defense, provides as the title indicates, detailed instructional information on the operation and maintenance of the MIG-17PF and MIG-17F aircraft.

Distribution of Attachments:

50X1-HUM

Air: Loan (Printed copies plus microfilm;

S-E-C-R-E-T

[illegible]

(Note: Washington distribution indicated by "X"; Field distribution by "#").

INFORMATION REPORT INFORMATION REPORT

МИНИСТЕРСТВО АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СССР

САМОЛЕТ МИГ-17П

I

ОБОРОНИЗ

1954

50X1-HUM

Page Denied

Next 1 Page(s) In Document Denied

МИНИСТЕ

ГОСУДАРСТВЕН

МИНИСТЕРСТВО АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СССР

50X1-HUM

САМОЛЕТ
МиГ-17П
С ДВИГАТЕЛЕМ ВК-1Ф
ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

КНИГА I

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

50X1-HUM

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
МОСКВА 1954

Описание составили инженеры
Н. З. Матюк, А. А. Чумаченко, В. В. Смирнов и Н. И. Лобанов
под руководством Главного конструктора
А. И. МИКОЯНА

Настоящая книга содержит основные летно-технические характеристики самолета МиГ-17П с двигателем ВК-1Ф.

Приведенные в книге летные данные составлены по материалам государственных испытаний самолета МиГ-17П с двигателем ВК-1Ф.

Аэродинамические характеристики даны на основании результатов испытаний геометрически подобных моделей в аэродинамических трубах ЦАГИ.

В книге также приведены геометрические и весовые данные самолета и основные характеристики двигателя ВК-1Ф, принятые в аэродинамическом расчете. Помимо этого, в книге приведены графики, которые могут быть использованы для оценки летных характеристик самолета.

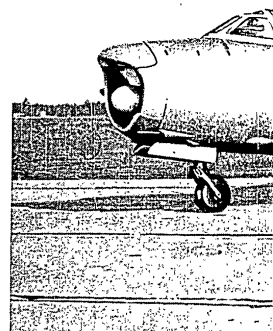
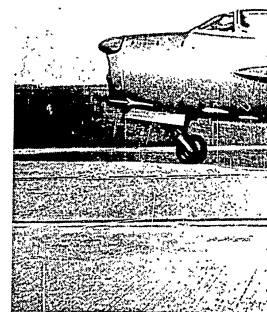
В обработке и подготовке материалов для составления настоящей книги принимали участие инженеры аэродинамической группы ОКБ Т. В. Шолохова, К. К. Сухов, А. А. Борисова, Р. И. Малышев и техник В. Г. Басова.

В книге имеются вкладки:

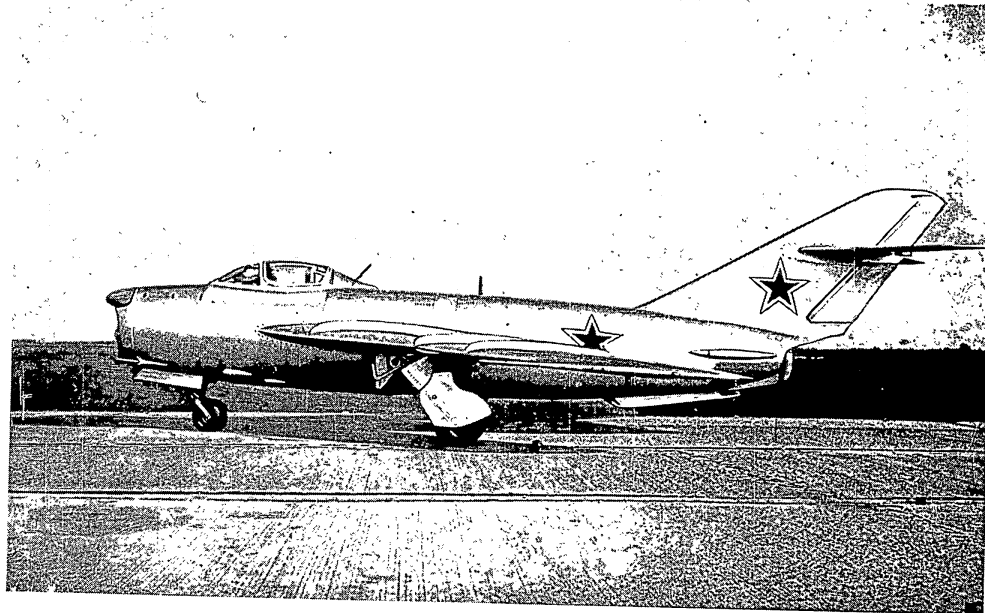
Вкладка № 1. Фиг. 1 — 4. Общие виды самолета. ~~Стр. 2—3.~~ Стр. 2—3.

Вкладка № 2. Фиг. 5. Конструкция самолета МиГ-17П. ~~Стр. 4 5~~ Стр. 4 5

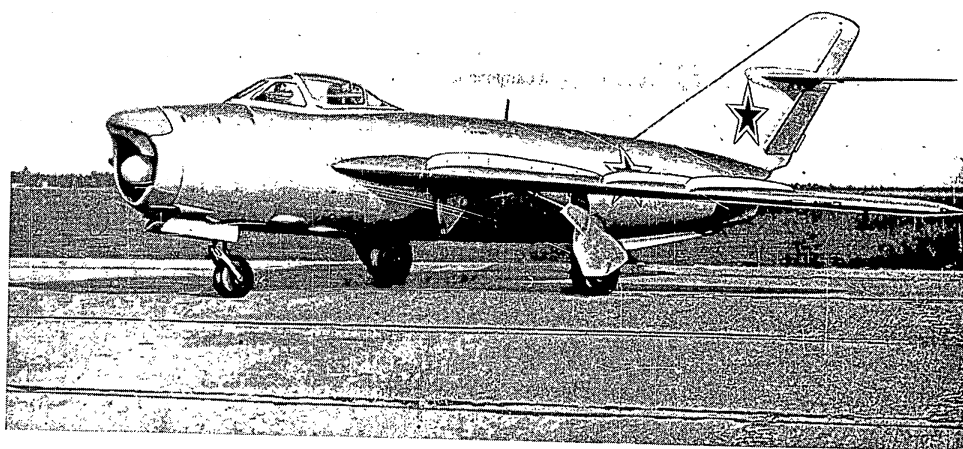
Вкладка № 3. Фиг. 96. Приложение 2. Нивелировочная схема самолета. Стр. 44—45.



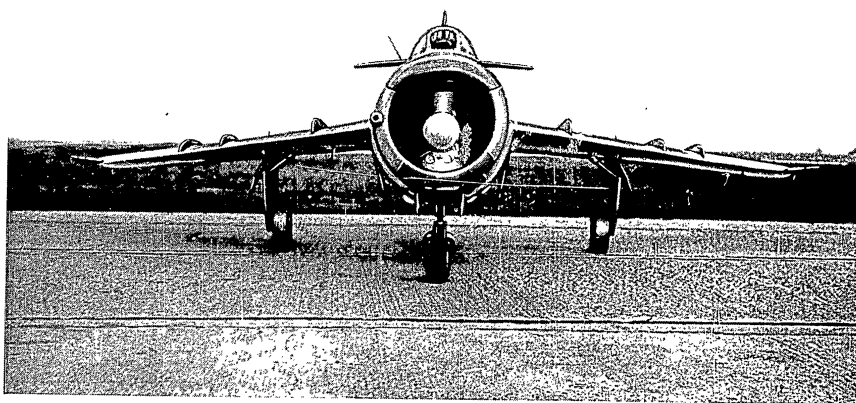
Вклейка № 1.



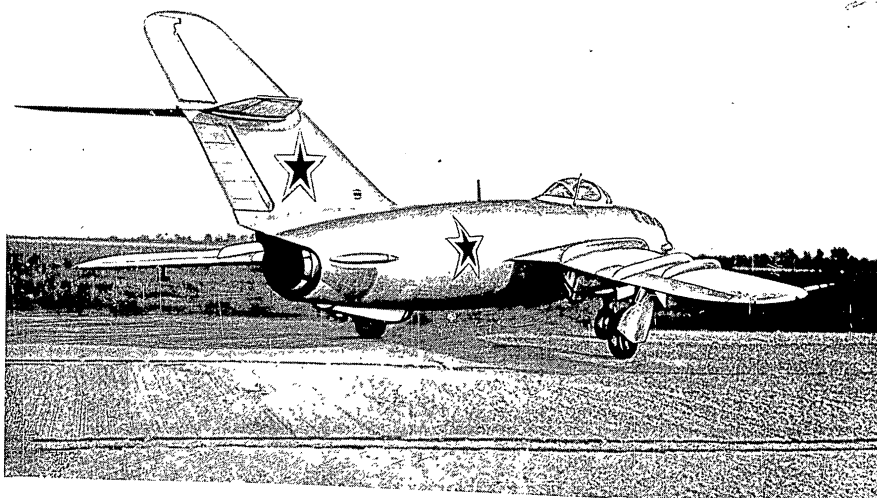
Фиг. 1. Самолет МиГ-17П (вид сбоку).



Фиг. 2. Самолет МиГ-17П (вид $\frac{3}{4}$ спереди).



Фиг. 3. Самолет МиГ-17П (вид спереди).



Фиг. 4. Самолет МиГ-17П (вид 3/4 сзади).

Самолет МиГ-17П (фиг. 1—6) — лауреат Сталинской премии А. И. М. И. Гуревича является модификацией МиГ-17 в одноместный истребитель с радиолокационной станцией ВК-1Ф и с двигателем ВК-1А. Основным для самолета МиГ-17П является ВК-1Ф.

Самолет МиГ-17П с двигателем ВК-1А отличается от самолета МиГ-17 обводами части фюзеляжа и козырьком фонаря. У самолета МиГ-17П с двигателем ВК-1А изменен обвод хвостовой части фюзеляжа под форсажную камеру. В остальном самолет МиГ-17П соответствует самолету МиГ-17.

Вооружение самолета состоит из калибра 23 мм с боекомплектом 100 патронов на каждую пушку.

Радиолокационная станция «Искра» установленная на самолете, позволяет обнаруживать противника и вести прицельный огонь днем, ночью и в облаках.

Аэронавигационное оборудование, установленное на самолете: радиокompас, радиопосадочный маркерный радиоприемник, радиостанция, позволяют производить полеты днем, ночью и в сложных метеорологических условиях.

Летные данные самолета МиГ-17П приведены в табл. 1.

Самолет МиГ-17 построен и испытан на прочность 1947 г. Исходные данные самолета на прочность без учета топлива приведены в табл. 2.

Прочность подвесных баков и их крепление характеризуется данными, приведенными в табл. 3.

Подробные принятые ограничения на максимальные скорости, чисел М и напоры по высоте полета приведены в табл. 7 и на фиг. 11—14.

ГЛАВА I

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет МиГ-17П (фиг. 1—6) конструкции лауреатов Сталинской премии А. И. Микояна и М. И. Гуревича является модификацией самолета МиГ-17 в одноместный истребитель-перехватчик с радиолокационной станцией „Изумруд“.

Самолет МиГ-17П выпускается с двигателем ВК-1Ф и с двигателем ВК-1А. Основным двигателем для самолета МиГ-17П является двигатель ВК-1Ф.

Самолет МиГ-17П с двигателем ВК-1А отличается от самолета МиГ-17 обводами головной части фюзеляжа и козырьком фонаря пилота, а у самолета МиГ-17П с двигателем ВК-1Ф, кроме указанного, изменен обвод хвостовой части фюзеляжа под форсажную камеру. В остальном — по своим обводам и геометрическим размерам — самолет МиГ-17П соответствует самолету МиГ-17.

Вооружение самолета состоит из трех пушек калибра 23 мм с боекомплектом по 100 шт. патронов на каждую пушку.

Радиолокационная станция „Изумруд“, установленная на самолете, позволяет производить поиск противника и вести прицельный огонь по цели днем, ночью и в облаках.

Аэронавигационное оборудование, установленное на самолете: радиокомпас, радиовысотомер, посадочный маркерный радиоприемник и связанная радиостанция, позволяет производить полет днем, ночью и в сложных метеорологических условиях.

Летные данные самолета МиГ-17П приведены в табл. 1.

Самолет МиГ-17 построен и испытан по нормам прочности 1947 г. Исходные данные для расчета самолета на прочность без подвесных топливных баков приведены в табл. 2.

Прочность подвесных баков и их креплений характеризуется данными, приведенными в табл. 3.

Подробные принятые ограничения расчетных максимальных скоростей, чисел М и скоростных напоров по высоте полета приведены ниже в табл. 7 и на фиг. 11—14.

Летные данные самолета* Таблица 1

	С двигателем ВК-1Ф		С двигателем 1А
	с форсажем	без форсажа	
Максимальная скорость на высоте . . .	1121 км/час 4000 м	1074 км/час 2000 м	1094 км/час 2000 м
Потолок практический	15850 м	14350 м	14500 м
Время подъема на 5000 м	2,5 мин.	2,9 мин.	2,5 мин.
Время подъема на 10000 м	4,5 мин.	7,6 мин.	6,6 мин.
Время подъема на 14000 м	7,8 мин.	18,5 мин.	16,2 мин.
Длина разбега	600—630 м		600 м
Длина пробега	830—860 м		860 м
Максимальная техническая дальность полета на высоте $H=12000$ м:			
без подвесных баков	1120 км	1160 км	1290 км
с подвесными баками 2×400 л	1870 км	1930 км	2060 км
Максимальная техническая продолжительность полета на $H=12000$ м:			
без подвесных баков	1 ч. 40 м.	1 ч. 45 м.	1 ч. 53 м.
с подвесными баками 2×400 л	2 ч. 44 м.	2 ч. 51 м.	2 ч. 58 м.

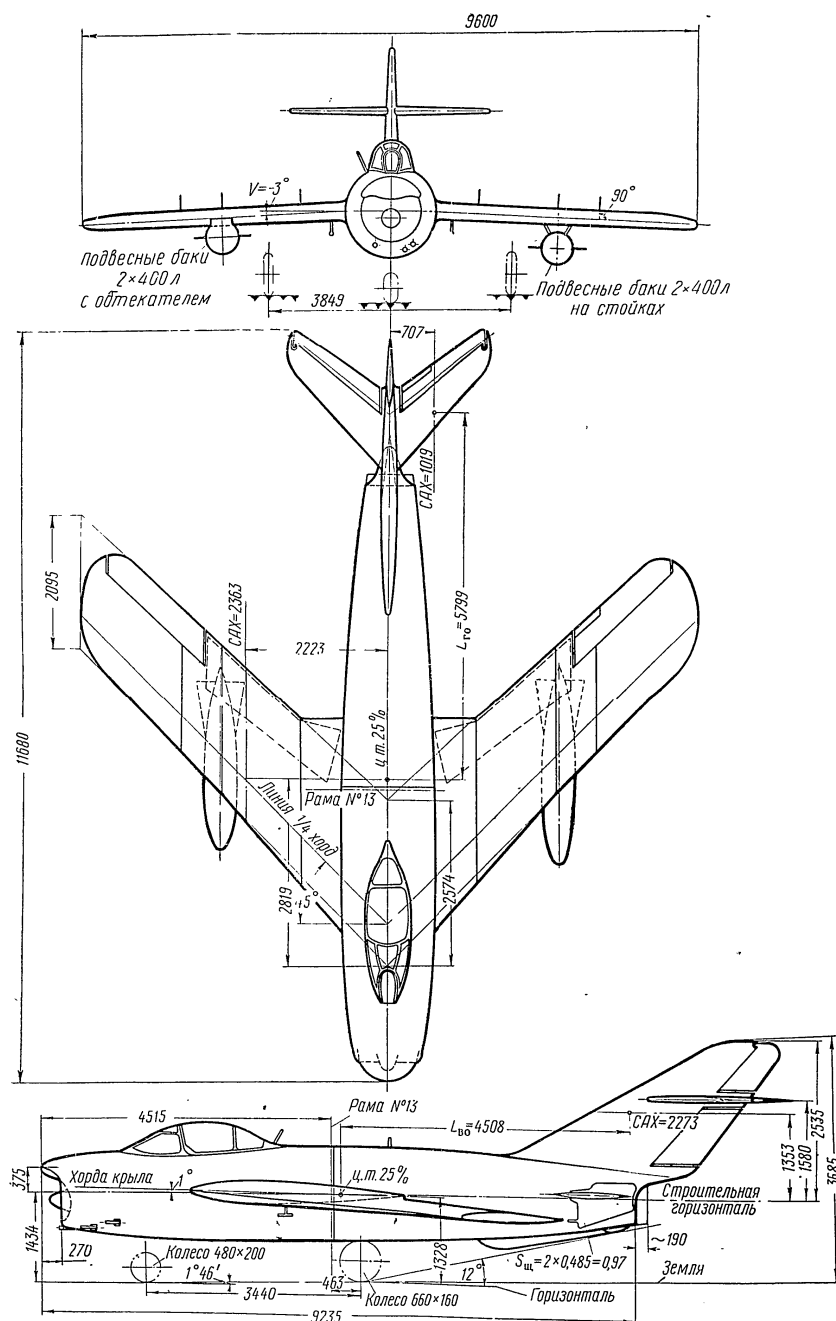
Примечания. 1. Время набора высоты для высот 5000, 10000 и 14000 м с применением форсажа приведено при условии набора высоты до 4000 м на взлетном режиме работы двигателя.

2. Значения дальности и продолжительности даны для одиночного самолета с учетом пятиминутной работы двигателя на земле перед разбегом и сбрасывания подвесных баков после выработки из них топлива.

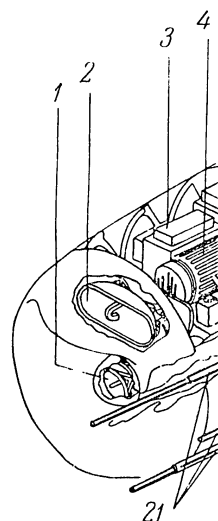
3. Максимальные дальность и продолжительность полета на режиме с форсажем получены при использовании форсажа на наборе высоты с $H=8000$ м.

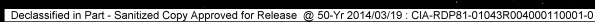
4. Значения дальности и продолжительности полета самолета МиГ-17П с двигателем ВК-1А соответствуют запасу топлива в основных баках 1480 л.

* В последующем тексте летные данные приводятся только для самолета МиГ-17П с двигателем ВК-1Ф.



Фиг. 6. Общий вид самолета МиГ-17П в трех проекциях.





Исходные данные

Максимальная
груза на все
Расчетная
Максимальная
широкой-стрелы
Максимальная
Максимальная
* Начиная
и МиГ-17П-1
число: М=1,15
Указан
в воздухе: воз-
летчику: по: 10
лет: МиГ-17П-1

Данные про

Баки

1. Полет без п
ми и пустым
а) максима
б) максима
в) максима
2. Маневр с п
а) максима
(с заправ

Таблица 2

Исходные данные для расчета на прочность самолета без подвесных топливных баков

Максимальная эксплуатационная перегрузка на всех высотах	8
Расчетная перегрузка	12
Максимальная приборная скорость (по широкой стрелке)	1150 км/час
Максимальное число М	1,03*
Максимальный скоростной напор	6400 кг/м ²

* Начиная с 1954 г., для самолетов МиГ-17, МиГ-17Ф и МиГ-17П на высотах выше 7000 м принято расчетное число М=1,15.

Указание. При практической эксплуатации самолета в воздухе во всех случаях руководствоваться Инструкцией летчику по эксплуатации и технике пилотирования самолета МиГ-17, изданной МО СССР, и дополнениями к ней.

Таблица 3

Данные прочности подвесных баков и их креплений
Баки 2×400 л со стабилизаторами

1. Полет без перегрузки с заправленными и пустыми баками:	
а) максимальная скорость по прибору	900 км/час
б) максимальное число М	0,95
в) максимальный скоростной напор	3510 кг/м ²
2. Маневр с перегрузкой:	
а) максимальная скорость по прибору (с заправленными и пустыми баками)	800 км/час

Максимальное число М:	
а) с заправленными баками	0,95
б) с пустыми баками	0,95
3. Максимальная эксплуатационная перегрузка:	
а) с заправленными баками	4,5
б) с пустыми баками	6,5
Максимальная расчетная перегрузка:	
а) с заправленными баками	6,75
б) с пустыми баками	9,75

Весовые данные самолета МиГ-17П с ВК-1Ф приведены в табл. 4 (а также в табл. 15—17).

Таблица 4

Весовые данные самолета

Вариант	Без подвесных баков	С подвесными баками 2×400 л со стабилизаторами
Начальный вес в кг	5550	6280
Посадочный вес (при 10% запаса топлива в основных баках и без патронов) в кг	4374	4374
Емкость баков в л	1410	2210
Вес топлива в кг	1170	1834
Практический летный диапазон центровок в % САХ	21,0—27,0	21,0—27,0
Полный диапазон центровок в % САХ	19,8—29,6	20,0—29,7

Примечание. Удельный вес топлива $\gamma=0,83$ кг/л.

ГЛАВА II

КРАТКИЕ СВЕДЕНИЯ О КОНСТРУКЦИИ
САМОЛЕТА

Самолет МиГ-17П представляет собой одноместный реактивный истребитель-перехватчик с радиолокационной станцией „Изумруд“. На самолете установлен двигатель ВК-1Ф с дожиганием.

По своей схеме самолет является свободнонесущим среднепланом цельнометаллической конструкции со стреловидным крылом в плане (стреловидность 45°) и стреловидным оперением.

Шасси — трехколесное; основные колеса убиваются в крыло, носовое колесо — в фюзеляж.

Фюзеляж типа полумонокок имеет эксплуатационный разъем по раме № 13. Легкоразъемное соединение фюзеляжа обеспечивает удобный монтаж и демонтаж двигателя. Воздух для двигателя поступает из атмосферы по всасывающим каналам, идущим от носовой части самолета от двигателя.

Забортник — общий вначале, затем расходится на два канала, которые обходят кабину летчика. В передней части фюзеляжа расположена герметическая кабина. Фонарь кабины — герметический со сдвижной назад частью и с плоским передним бронестеклом толщиной 64 мм. В нижней части фюзеляжа под кабиной находится люк под лафет пушечной установки.

Кабина оборудована всеми необходимыми приборами, обеспечивающими нормальную работу летчика на большой высоте, и снабжена катапультируемым сиденьем.

Катапультирование сиденья осуществляется нажатием ручек, расположенных на поручнях сиденья.

Крыло — дюралюминовое с работающей обшивкой. Элероны с внутренней аэродинамической компенсацией. В системе управления элеронами установлен гидроусилитель, работающий по обрточной схеме.

На самолете установлены щитки-закрылки со скользящей осью вращения. При работе гидравлических цилиндров щитки-закрылки отодвигаются назад и одновременно отклоняются вниз. Щитки-закрылки отклоняются в два положения: взлетное и посадочное. Механизация управления самолетом осуществляется с помощью гидроси-

стемы, состоящей из гидронасоса, бачка с гидросмесью и воздушного аккумулятора с разгрузочным автоматом.

Основной топливный бак — мягкий, резиновый — расположен в фюзеляже за кабиной и вставляется снизу через силовой люк.

Второй топливный бак — металлический, состоящий из двух секций, установлен в хвостовой части фюзеляжа. Кроме того, под крылья могут быть подвешены два подвесных сбрасываемых бака. Вместо баков могут быть подвешены две бомбы весом по 100 или по 250 кг каждая.

В конце фюзеляжа установлены воздушные тормозные щитки, которые управляются гидравлическими цилиндрами.

Кинематика механизма управления тормозными щитками построена таким образом, что в случае разрушения трубопровода гидросистемы, щитки закрываются под действием воздушных нагрузок.

Вооружение самолета состоит из трех пушек НР-23 калибра 23 мм с боезапасом по 100 патронов на каждую пушку. Пушки расположены в носовой части фюзеляжа: слева — две пушки и справа — одна. Вся установка вооружения смонтирована на лафете, оборудованном подъемным механизмом. При обслуживании вся установка вместе с патронными коробками опускается, обеспечивая свободный доступ к ней.

Бронезащита самолета состоит из бронестекла (козырька фонаря), бронеплиты, установленной перед кабиной, бронезаголовника и бронеспинки.

Установленная на самолете радиолокационная станция „Изумруд“, сопряженная с прицелом АСП-3Н, обеспечивает обнаружение цели и ведение прицельного огня при отсутствии видимости днем и ночью.

На самолете установлены приемно-передающая радиостанция РСНУ-3 и радиопознавательная аппаратура СРО.

Для обеспечения посадки в сложных условиях на самолете установлено оборудование ОСП-48, состоящее из радиоконьаса АРК-5, радиовысотомера малых высот РВ-2 и маркерного посадочного радиоприемника МРП-48П.

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

1. КРЫЛО (фиг. 7)

Площадь (полная)	22,6 м ²
Размах	9,6 м
Средняя аэродинамическая хорда	2,363 м
Угол стреловидности	45°
Угол поперечного V	-3°
Угол установки	$+1^\circ$
Удлинение	4,08
Сужение (без переднего наплыва)	1,23
Относительная толщина по потоку (средняя)	0,088
Относительная толщина перпендикулярно линии фокусов (средняя)	0,12
Профиль корневой	ЦАГИ
Профиль концевой	ЦАГИ
Стояночный угол (при неуборках пневматиках шасси)	$2^\circ 15'$

2. ЭЛЕРОНЫ

Тип	с внутренней компенсацией
Площадь элеронов до оси вращения (двух)	1,6 м ²
Размах элерона (одного)	1,512 м
Средняя аэродинамическая хорда элерона (перпендикулярно оси вращения)	0,405 м
Относительная хорда элеронов (перпендикулярно линии фокусов)	0,26
Площадь компенсации элеронов (двух)	0,412 м ²
Относительная хорда компенсации (перпендикулярно оси вращения)	0,401
Площадь триммера элерона (на левом элероне)	0,034 м ²
Максимальный угол отклонения элеронов:	
вниз	$+18^\circ$
вверх	-18°
Максимальный угол отклонения триммера элерона:	
вниз	$+15^\circ$
вверх	-15°
Гидроусилитель в системе управления элеронами	БУ-1У

* Углы отклонения элеронов, щитков-закрылков, триммеров и тормозных щитков даны перпендикулярно осью вращения.

ГЛАВА III

ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

1. КРЫЛО (фиг. 7)

Площадь (полная)	22,6 м ²
Размах	9,6 м
Средняя аэродинамическая хорда	2,363 м
Угол стреловидности	45°
Угол поперечного V	-3°
Угол установки	+1°
Удлинение	4,08
Сужение (без переднего наплыва)	1,23
Относительная толщина по потоку (средняя)	0,088
Относительная толщина перпендикулярно линии фокусов (средняя)	0,12
Профиль корневой	ЦАГИ С-12с
Профиль концевой	ЦАГИ СР-11
Стояночный угол (при необжатых пневматиках шасси)	2°15'

2. ЭЛЕРОНЫ

Тип	с внутренней компенсацией
Площадь элеронов до оси вращения (двух)	1,6 м ²
Размах элерона (одного)	1,512 м
Средняя аэродинамическая хорда элерона (перпендикулярно оси вращения)	0,405 м
Относительная хорда элеронов (перпендикулярно линии фокусов)	0,26
Площадь компенсации элеронов (двух)	0,412 м ²
Относительная хорда компенсации (перпендикулярно оси вращения)	0,401
Площадь триммера элерона (на левом элероне)	0,034 м ²
Максимальный угол отклонения элеронов*: вниз	+18°
вверх	-18°
Максимальный угол отклонения триммера элерона: вниз	+15°
вверх	-15°
Гидроусилитель в системе управления элеронами	БУ-1У

* Углы отклонения элеронов, щитков-закрылков, рулей, триммеров и тормозных щитков даны перпендикулярно их осям вращения.

Передаточное число от элеронов к ручке

$$\text{управления} \left(\frac{P_{\text{руч. без гидроусил.}}}{2M_{\text{ш одного элерона}}} \right) \dots 2,16 \frac{1}{\text{м}}$$

Передаточное число гидроусилителя

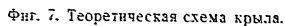
$$\frac{P_{\text{руч. без гидроусил.}}}{P_{\text{руч. с гидроусил.}}} \dots 23,4$$

3. ЩИТКИ-ЗАКРЫЛКИ

Тип	ЦАГИ со скользящей осью вращения
Площадь щитков-закрылков (двух)	2,86 м ²
Размах щитка-закрылка (одного)	2,0 м
Относительная хорда щитка-закрылка (перпендикулярно линии фокусов)	0,32
Угол отклонения при взлете	20°
Угол отклонения при посадке	60°

4. ФЮЗЕЛЯЖ

Диаметр	1,45 м
Диаметр входного отверстия двигателя (по передней кромке)	0,825 "
Диаметр выходного отверстия двигателя (с обдувом)	0,766 "
Длина (с носовым коком)	9,235 "
Удлинение $\frac{l_{\text{ф}}}{D_{\text{ф}}}$ (без кока)	6,17
Удлинение носовой части $\frac{l_{\text{нос}}}{D_{\text{ф}}}$ (без кока)	2,16
Удлинение средней (цилиндрической) части $\frac{l_{\text{ср}}}{D_{\text{ф}}}$	0,79
Удлинение хвостовой части $\frac{l_{\text{хв}}}{D_{\text{ф}}}$	3,22
Мидель (без фонаря)	1,65 м ²
Мидель фонаря	0,19 "
Площадь входного отверстия двигателя (минимальная)	0,40 "



a—изолированное крыло; *б*—крыло с фюзеляжем (вид вдоль оси фюзеляжа).

Примечание. Хорды крыла $b_0 = 2574$, $b = 3229,87$ и $b_s = 2695$ — теоретические.

Площадь горизонтального оперения
Угол стреловидности горизонтального
оперения
Удлинение
Сужение
Относительная толщина горизонтального
оперения по потоку (средняя)
Палец горизонтального оперения (ра-
стояние от $0,25 b_{кр}$ до $0,25 b_{г.г.}$)
Превышение хорды горизонтального опе-
рения над бортовой хордой крыла

Уг. о
 $b_{\text{борт}}$

Профиль горизонтального оперения . . .
Площадь руля высоты (двух) . . .
Средняя аэродинамическая хорда руля
высоты (перпендикулярно оси вра-
щения) . . .
Относительная хорда руля высоты без
компенсации (перпендикулярно ос-
 вращения) . . .
Площадь компенсации рулей высот
(двух) . . .
Площадь триммера руля высоты (на а-
вом руле) . . .
Компенсация руля высоты . . .
Угол установки стабилизатора (к ос-
 фузеляжа) . . .
Максимальный угол отклонения руля
высоты: . . .
 вверх . . .
 вниз . . .
Передаточное число от руля высоты к ру-
лю управления $\left(\frac{P_{\text{руч}}}{2M_{\text{ш. одной половины руля}}} \right)$

Весовой момент руля высоты с балан-
сиром относительно оси вращения
(для двух половин) . . .

Площадь вертикального оперения . . .
Угол стреловидности вертикального оперения . . .
Сужение . . .
Относительная толщина вертикального оперения по потоку (средняя) . . .

5. ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Площадь горизонтального оперения . . .	3,1 м ²
Угол стреловидности горизонтального оперения	45°
Удлинение	3,26
Сужение	2,0
Относительная толщина горизонтального оперения по потоку (средняя)	0,087
Плечо горизонтального оперения (расстояние от 0,25 $b_{Акр}$ до 0,25 $b_{Аг.о}$) . . .	5,799 м
Превышение хорды горизонтального оперения над бортовой хордой крыла $\frac{y_{г.о}}{b_{борт}}$	0,618
Профиль горизонтального оперения . . .	NACA-M
Площадь руля высоты (двух)	0,884 м ²
Средняя аэродинамическая хорда руля высоты (перпендикулярно оси вращения)	0,262 м
Относительная хорда руля высоты без компенсации (перпендикулярно оси вращения)	0,30
Площадь компенсации рулей высоты (двух)	0,198 м ²
Площадь триммера руля высоты (на левом руле)	0,047 м ²
Компенсация руля высоты	осевая
Угол установки стабилизатора (к оси фюзеляжа)	-0°33'
Максимальный угол отклонения руля высоты:	
вверх	-32°
вниз	+16°
Передаточное число от руля высоты к ручке управления $\left(\frac{P_{руч}}{2M_{ш. одной половины руля}} \right)$	2,26 $\frac{1}{м}$
Весовой момент руля высоты с балансиrom относительно оси вращения (для двух половин)	0,327 кгм (перевесован)

6. ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Площадь вертикального оперения	4,26 м ²
Угол стреловидности вертикального оперения	55°41'
Сужение	2,79
Относительная толщина вертикального оперения по потоку (средняя)	0,088

Плечо вертикального оперения (расстояние от 0,25 $b_{Акр}$ до 0,25 $b_{Ав.о}$)	4,508 м
Профиль вертикального оперения	NACA-M
Площадь руля поворота	0,947 м ²
Средняя аэродинамическая хорда руля поворота перпендикулярно оси вращения	0,440 м
Относительная хорда руля поворота без компенсации (перпендикулярно оси вращения)	0,248—0,386
Площадь осевой компенсации руля поворота	0,231 м ²
Максимальный угол отклонения руля поворота	±25°
Передаточное число от руля поворота к педалям $\left(\frac{P_{пед}}{M_{ш. руля}} \right)$	6,31 $\frac{1}{м}$

7. ТОРМОЗНЫЕ ЩИТКИ

Площадь тормозных щитков (двух)	0,97 м ²
Максимальный угол отклонения тормозных щитков	55°

8. ОБЩИЕ ДАННЫЕ

Длина самолета	11,680 м
Высота самолета при стоянке (необжатая амортизация)	3,80 "
Ширина колеи шасси	3,849 "
Продольная база шасси	3,368 "
Основные колеса шасси	КТ-28 660×160 мм
Носовое колесо шасси	480×200 мм

9. ПОДВЕСНЫЕ БАКИ

Тип бака	Подкрыльные с обтекателем	Подкрыльные на стойках
	со стабилизаторами	
Емкость	2×400 л	2×400 л
Диаметр	0,52 м	0,526 м
Длина	2,81 "	3,01 "
Удлинение l/d	5,4	5,7
Мидель	0,25 м ²	0,215 м ²

ГЛАВА IV

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА*

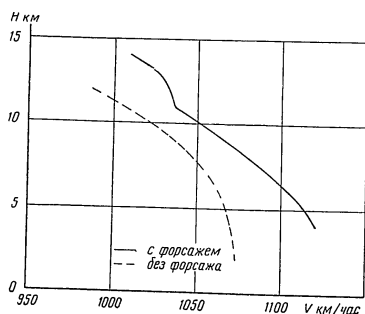
Для удобства пользования летные характеристики самолета в основном даны в виде таблиц и графиков. На фиг. 8—37 и в табл. 5—13 даны

важнейшие летные характеристики самолета, приведенные к стандартным атмосферным условиям**.

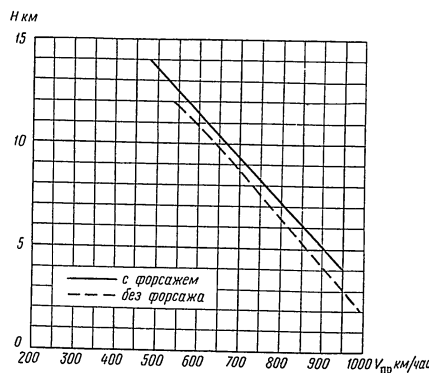
1. ГОРИЗОНТАЛЬНЫЕ И ВЕРТИКАЛЬНЫЕ СКОРОСТИ, ВРЕМЯ НАБОРА ВЫСОТЫ, ПОТОЛОК САМОЛЕТА

На фиг. 8—10 и в табл. 5 и 6 приведены максимальные горизонтальные скорости самолета и соответствующие им числа M полета.

веденным в „Инструкции летчику по эксплуатации и технике пилотирования самолета МиГ-17“ и в дополнениях к ней.



Фиг. 8. Максимальные горизонтальные истинные скорости самолета. $n = 11560$ об/мин.



Фиг. 9. Максимальные горизонтальные приборные скорости самолета. $n = 11560$ об/мин.

Максимальная горизонтальная скорость самолета достигается при полете с включенной форсажной камерой и на высоте 4000 м она равна 1121 км/час при $n=11560$ об/мин. При полете самолета на малых высотах максимальная скорость ограничивается согласно указаниям, при-

* Подробные указания о летных данных, необходимые для пилотирования самолета, смотреть также в „Инструкции летчику по эксплуатации и технике пилотирования самолета МиГ-17“ и в дополнениях к ней.

На практическом потолке самолета при работе двигателя на форсажном режиме ($H=15850$ м) и на практическом потолке самолета при работе двигателя на взлетном режиме ($H=14350$ м) при

** Обозначения величин, приведенных на графиках, и связь между приборной и истинной скоростями полета см. в Приложении 1. Приводимые характеристики даны без подвесных баков; при наличии подвесных баков на самолете в тексте и на фигурах даются соответствующие примечания.

$n = 11560$ об/мин приборной на $V_{пр} = 320$ км/час, что в случае истинной скорости равна $V = 918$ км/час ($V_{пр} = 320$ км/час).

Максимальная горизонтальная скорость самолета с подвесными баками в режиме работы двигателя равна $V = 918$ км/час ($V_{пр} = 320$ км/час).

Максимальное число M на практическом потолке самолета достигается на высоте $H = 8000 \rightarrow 11000$ м и равно $M = 0,772$.

На практическом потолке самолета в режиме $M = 0,678$.

Максимальное число M на взлетном режиме с подвесными баками равно 0,8.

Расчетные максимальные скорости полета самолета без подвесных баков, числа M

Горизонтальные и вертикальные скорости

H в м	4000
V_{max} км/час	1121
$V_{max пр}^*$ км/час	952
$M_{V_{max}}$	0,97
$V_{под}$ км/час	985
$V_{под пр}^*$ км/час	830
V_y м/сек	59,5
t мин.	2,2

Практический потолок $H_{пр}$

Время набора высоты при

* $V_{пр}$ — по широкой стрелке

Горизонтальные и вертикальные скорости

H в м	0	1000
V_{max} км/час	—	—
$V_{max пр}^*$ км/час	—	—
$M_{V_{max}}$	—	—
$V_{под}$ км/час	780	783
$V_{под пр}^*$ км/час	780	750
V_y м/сек	33,8	31,8
t мин.	0	0,5

Практический потолок $H_{пр}$

* $V_{пр}$ — по широкой стрелке

$n = 11560$ об/мин приборная скорость полета равна $V_{пр} = 320$ км/час, что соответствует в первом случае истинной скорости 820 км/час, а во втором случае — 720 км/час.

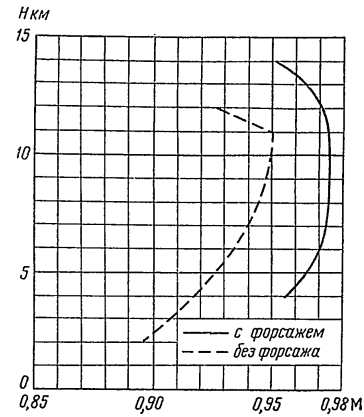
Максимальная горизонтальная скорость полета самолета с подвесными баками 2×400 л на взлетном режиме работы двигателя на $H = 12000$ м равна $V = 918$ км/час ($V_{пр} = 495$ км/час).

Максимальное число M (фиг. 10) в горизонтальном полете достигается на высотах $H = 8000 \div 11000$ м и равно $M = 0,974$.

На практическом потолке при полете на форсажном режиме $M = 0,772$ и при полете на взлетном режиме $M = 0,678$.

Максимальное число M горизонтального полета на взлетном режиме с подвесными баками 2×400 л на $H = 12000$ м равно 0,864.

Расчетные максимально допустимые скорости полета самолета без подвесных баков и с подвесными баками, числа M и скоростные напоры



Фиг. 10. Числа M полета на максимальной горизонтальной скорости. $n = 11560$ об/мин.

Таблица 5

Горизонтальные и вертикальные скорости и время набора высоты при работе двигателя на форсажном режиме при $n = 11560$ об/мин

H в м	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000	11000	12000	13000	14000	15000	15850
$V_{\max}$ км/час	1121	1115	1106	1094	1081	1066	1052	1036	1033	1026	1010	—	—
$V_{\max пр}^*$ км/час	952	905	860	805	758	710	660	612	572	528	480	—	—
$M_{V_{\max}}$	0,957	0,966	0,970	0,973	0,974	0,974	0,974	0,974	0,972	0,965	0,951	—	—
$V_{\text{под}}$ км/час	985	985	985	985	980	980	975	975	960	940	905	860	810
$V_{\text{под. пр}}^*$ км/час	830	792	755	720	680	645	607	570	520	470	420	365	320
V_y м/сек	59,5	55,0	50,5	46,0	41,3	36,8	32,3	28,0	22,8	16,5	11,1	5,6	0,5
t мин.	2,2	2,5	2,9	3,2	3,6	4,0	4,5	5,1	5,7	6,6	7,8	9,8	15,8

Практический потолок $H_{пр} = 15850$ м.

Время набора высоты приведено при условии набора высоты до $H = 4000$ м на взлетном режиме работы двигателя.

* $V_{пр}$ — по широкой стрелке указателя скорости.

Таблица 6

Горизонтальные и вертикальные скорости и время набора высоты при работе двигателя на взлетном режиме (без применения форсажа) при $n = 11560$ об/мин

H в м	0	1000	2000	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000	11000	12000	13000	14000	14350
$V_{\max}$ км/час	—	—	1074	1072	1070	1068	1063	1057	1048	1037	1024	1006	986	—	—	—
$V_{\max пр}^*$ км/час	—	—	992	950	907	864	822	777	730	682	642	594	540	—	—	—
$M_{V_{\max}}$	—	—	0,893	0,907	0,917	0,926	0,934	0,940	0,945	0,947	0,950	0,950	0,928	—	—	—
$V_{\text{под}}$ км/час	780	783	785	788	790	790	790	788	785	785	782	780	765	750	730	—
$V_{\text{под. пр}}^*$ км/час	780	750	719	688	658	628	597	566	536	505	475	445	407	370	332	—
V_y м/сек	33,8	31,8	29,8	27,8	25,8	23,8	21,8	19,8	17,8	15,8	13,7	11,7	8,4	5,0	1,6	0,5
t мин.	0	0,5	1,0	1,6	2,2	2,9	3,7	4,5	5,3	6,4	7,6	8,9	10,5	13,1	18,5	22,2

Практический потолок $H_{пр} = 14350$ м.

* $V_{пр}$ — по широкой стрелке указателя скорости.

Таблица 7

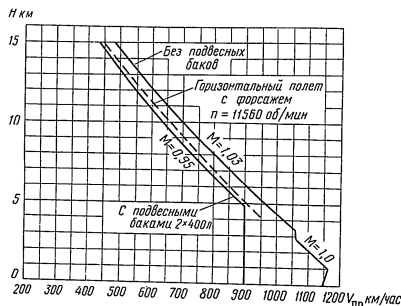
Максимально допустимые скорости, числа M и скоростные напоры (принятые для расчета на прочность)

а) Без подвесных баков

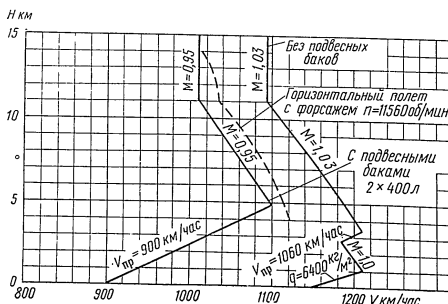
H в м	0	1020	2000	2800	3400	5000	6000	7000	8000	9000	10000	11000	12000	13000	14000	15000
V км/час	1150	1211	1197	1185	1211	1189	1173	1158	1142	1126	1110	1094	1094	1094	1094	1094
$V_{пр}$ км/час	1150	1165	1109	1060	1060	970	914	859	808	756	704	656	608	565	523	485
M	0,938	1,0	1,0	1,0	1,03	1,03	1,03	1,03	1,03	1,03	1,03	1,03	1,03	1,03	1,03	1,03
q кг/м ²	6400	6400	5685	5130	5040	4100	3580	3108	2700	2320	2000	1710	1470	1250	1070	911

б) С подвесными баками 2×400 л
(при полете без перегрузки)

H в м	0	1000	2000	3000	4000	4830	6000	7000	8000	9000	10000	11000	12000	13000	14000	15000
V км/час	900	938	978	1020	1062	1100	1082	1068	1054	1038	1024	1009	1009	1009	1009	1009
$V_{пр}$ км/час	900	900	900	900	900	900	838	787	737	688	641	596	551	512	474	438
M	0,735	0,773	0,817	0,863	0,910	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95	0,95
q кг/м ²	3910	3850	3790	3720	3640	3580	3040	2650	2300	1975	1705	1460	1245	1060	907	775



Фиг. 11. Максимально допустимые скорости полета самолета по прибору, принятые по расчету.



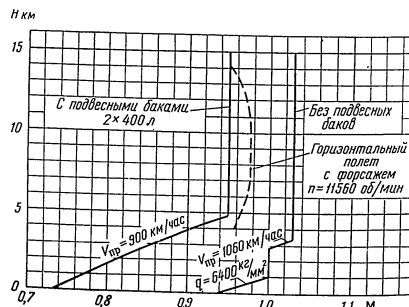
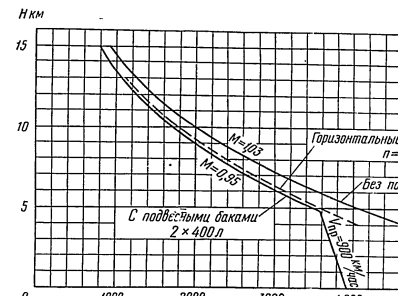
Фиг. 12. Максимально допустимые истинные скорости полета самолета, принятые по расчету.

q по высотам приведены в табл. 7 и на фиг. 11—14; там же для сравнения приведены значения V , M и q , соответствующие горизонтальному полету на V_{max} при $n = 11560$ об/мин.

Значения V , M и q для самолета с подвесными баками на фиг. 11—14 даны для полета без перегрузки. Данные для самолета с подвесными баками при полете с перегрузкой приведены в табл. 3 (при этом течение кривых V , M и q по высоте будет аналогичным указанному на фиг. 11—14).

Наивыгоднейшая истинная скорость самолета по траектории при наборе высоты без подвесных баков практически не зависит от высоты полета до $H = 10000$ м и равна:

на взлетном режиме работы двигателя ($n = 11560$ об/мин) 780—790 км/час; на форсажном режиме — 980—990 км/час.

Фиг. 13. Максимально допустимые числа M полета самолета, принятые по расчету. $M_{max} = 1,03$.Фиг. 14. Максимально допустимые скорости самолета, принятые по расчету. $q_{max} = 1,03$.

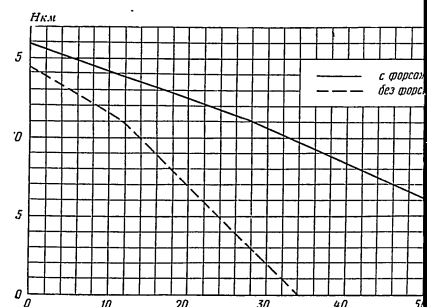
На высотах более 10000 м скорости уменьшается (см. табл. 5 и 6). Наивыгоднейшие приборные скорости самолета приведены на фиг. 15.

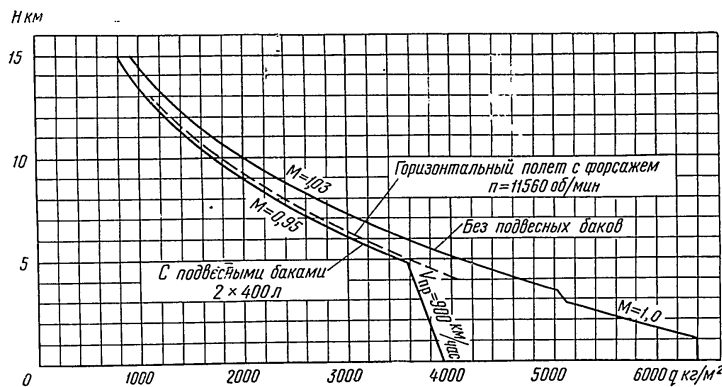
Примечание. После взлета наивыгоднейшая высота устанавливается на

Максимальная вертикальная скорость (фиг. 16 и табл. 5—6) с высотой уменьшается; наибольшее значение на взлетном режиме достигается при $n = 11560$ об/мин и равно 33,8 м/сек. Форсажном режиме на высоте включения, равной 4000 м, — 59,5 м/сек.

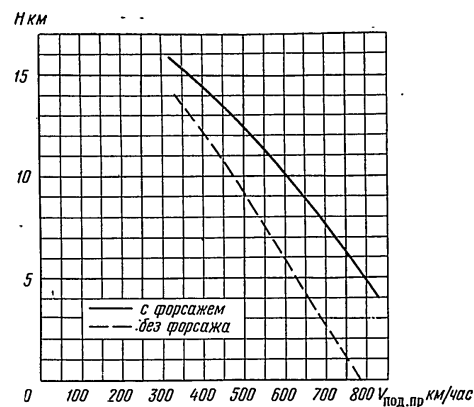
Время набора высоты приведено на фиг. 17.

Практический потолок самолета без баков (при $V_y = 0,5$ м/сек) при наборе форсажном режиме работы двигателя $n = 11560$ об/мин равен 15850 м; на взлетном режиме работы ($n = 11560$ об/мин) — 14350 м.

Фиг. 16. Максимальные вертикальные скорости самолета, принятые по расчету. $n = 11560$ об/мин.



Фиг. 14. Максимально допустимые скоростные напоры самолета, принятые по расчету. $q_{\text{max max}} = 6400 \text{ кг/м}^2$.



Фиг. 15. Наивыгоднейшие приборные скорости подъема самолета. $n = 11560 \text{ об/мин}$.

На высотах более 10 000 м скорость набора высоты уменьшается (см. табл. 5 и 6).

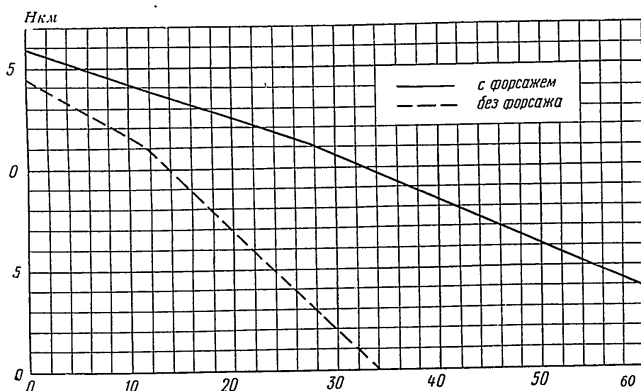
Наивыгоднейшие приборные скорости подъема самолета приведены на фиг. 15.

Примечание. После взлета наивыгоднейшая скорость набора высоты устанавливается на высоте 1000 м.

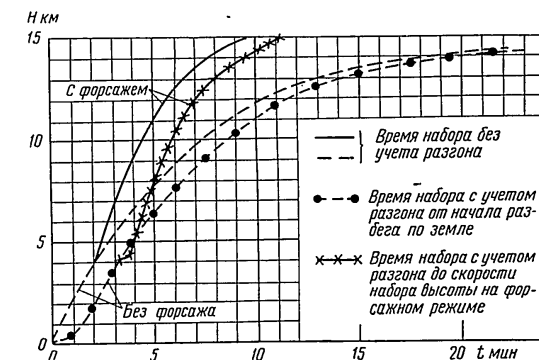
Максимальная вертикальная скорость при наборе высоты (фиг. 16 и табл. 5—6) с увеличением высоты уменьшается; наибольшее ее значение на взлетном режиме достигается у земли при $n = 11560 \text{ об/мин}$ и равно $33,8 \text{ м/сек}$ и на форсажном режиме на высоте включения форсажа, равной 4000 м, — $59,5 \text{ м/сек}$.

Время набора высоты приведено в табл. 5—6 и на фиг. 17.

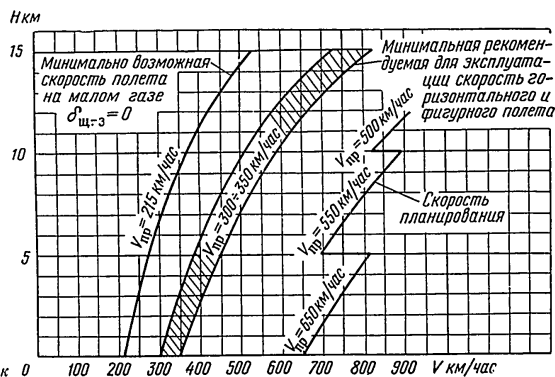
Практический потолок самолета без подвесных баков (при $V_y = 0,5 \text{ м/сек}$) при наборе высоты на форсажном режиме работы двигателя (при $n = 11560 \text{ об/мин}$) равен 15850 м и при наборе высоты на взлетном режиме работы двигателя ($n = 11560 \text{ об/мин}$) — 14350 м.



Фиг. 16. Максимальные вертикальные скорости самолета. $n = 11560 \text{ об/мин}$.



Фиг. 17. Время набора высоты. $n = 11560 \text{ об/мин}$.



Фиг. 18. Некоторые характерные истинные скорости полета самолета.

Скорость отрыва самолета без подвесных баков при взлете со щитками-закрылками, отклоненными на угол 20° , равна $230-240$ км/час.

Скорость планирования на посадку (перед выравниванием) при отклонении щитков-закрылков на 60° и при работе двигателя на малом газе равна $270-280$ км/час.

Посадочная скорость самолета со щитками-закрылками, отклоненными на 60° , при работе двигателя на малом газе и при посадочном весе самолета равна $180-200$ км/час.

Минимальные скорости полета самолета (по прибору, по широкой стрелке), на которых самолет теряет устойчивость и сваливается на крыло, в зависимости от режима полета следующие:

малый газ, щитки-закрылки и шасси
выпущены $180-200$ км/час

малый газ, щитки-закрылки и шасси
убраны $200-220$ км/час
набор высоты на номинальном ре-
жиме ($n = 11200$ об/мин), щитки-
закрылки и шасси убраны 190 км/час
планирование, щитки-закрылки и
шасси выпущены, малый газ $190-200$ км/час

Минимальная скорость в горизонтальном полете и на фигурах, кроме взлета и посадки, установлена для эксплуатации самолета в $300-350$ км/час по прибору*.

Примечание. Значения минимальных скоростей даны по результатам испытаний самолета МиГ-17. Ввиду того, что полетный вес самолета МиГ-17П несколько больше полетного веса самолета МиГ-17, значения приведенных скоростей следует брать ближе к верхнему пределу.

Характерные истинные скорости полета самолета даны на фиг. 18.

2. ДАЛЬНОСТЬ И ПРОДОЛЖИТЕЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА

При полете на дальность самолет может эксплуатироваться в двух вариантах: без подвесных баков и с подвесными баками 2×400 л.

Значения максимальной дальности $L_{\max}$ и максимальной продолжительности $T_{\max}$ полета даны в табл. 8; на фиг. 19—20 приведены максимальные дальность и продолжительность полета для серийного самолета МиГ-17 на высоте 12000 м*.

В значение суммарной дальности L_{Σ} включены данные участков взлета, подъема и планирования на малом газе двигателя, а в значение T_{Σ} — те же данные и время захода на посадку.

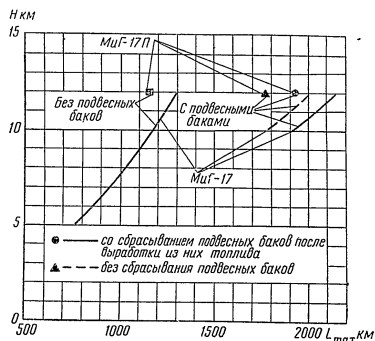
Значения дальности и продолжительности полета, приведенные в табл. 8 и на фиг. 19—20, даны для одиночного самолета с учетом пяти-

минутой работы двигателя на земле перед разбегом и с учетом сбрасывания подвесных баков после выработки из них топлива.

Переход от истинных скоростей к приборным и наоборот одинаков при полетах без подвесных баков и с подвесными баками.

Связь между $V_{\text{пр}}$ и V показана в Приложении 1.

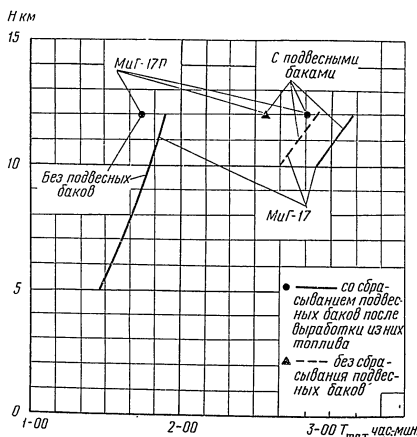
Время до полного израсходования топлива из подвесных баков, считая от момента трогания с места (после руления), приведено в табл. 9 (расчетные данные).



Фиг. 19. Максимальная дальность полета самолета.

Емкость основных баков 1410 л
Емкость подвесных баков 2×400 л

* Данные, приведенные в табл. 8, составлены по акту 1/8 контрольных испытаний самолета МиГ-17П на $H = 12000$ м в ГК НИИ ВВС в 1953 г.



Фиг. 20. Максимальная продолжительность полета самолета.

Емкость основных баков 1410 л
Емкость подвесных баков 2×400 л

* Подробное см. «Инструкцию летчику по эксплуатации и технике пилотирования самолета МиГ-17» и дополнения к ней.

Табл. 8
Максимальная дальность и продолжительность полета на $H = 12000$ м*

	Без применения форсажа на наборе высоты	С исполнением форсажа на наборе высоты $H = 8000$ м
Дальность $L_{\max}$ в км		
Без подвесных баков . .	1160	1120
С подвесными баками (2×400 л):		
а) со сбрасыванием подвесных баков	1930	1870
б) без сбрасывания подвесных баков	1770	1700

Продолжительность $T_{\max}$ в час.-мин.

Без подвесных баков . .	1—45	1—4
С подвесными баками (2×400 л):		
а) со сбрасыванием подвесных баков	2—51	2—4
б) без сбрасывания подвесных баков	2—34	2—2

* При государственных испытаниях дальность полета замерена при включении форсажа на наборе высоты $H = 8000$ м. При включении форсажа с высоты 4000 м меров не производилось.

3. ВЗЛЕТНО-ПОСАДКА

Значения основных взлетно-посадочных характеристик самолета даны в табл. 11 и 12 и на фиг. 21—22.

Табл. 11
Взлетная дистанция при нормальном полетном весе 5550 кг

Угол отклонения щитков-закрылков при взлете $\delta_{\text{щ-з}}$	20°
Число оборотов двигателя n	11560 об/мин
Разбег (по бетонной дорожке) l_p	$600-630$ м
Время разбега t	17 сек.
Выдерживание и преодоление препятствия (набор высоты $H = 25$ м) $l_{\text{в}} + l_{\text{пр}}$	$820-850$ м
Общая длина взлетной дистанции $l_{\text{взл}}$	$1420-1480$ м
Скорость отрыва $V_{\text{отр}}$	$230-240$ км/час

Примечание. Зависимость длины разбега и взлетной дистанции от веса самолета см. на фиг. 91.

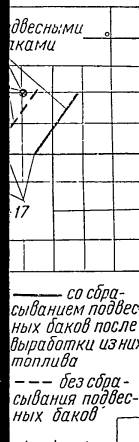
200—220 км/час

190 км/час

190—200 км/час

горизонтальном по-
лете и посадки,
самолета в 300—ных скоростей да-
та МиГ-17. Ввиду
7П несколько боль-
значения приведен-
верхнему пределу.

ти полета само-

ле перед разбе-
подвесных баковй к приборным
без подвесныхПриложении 1.
ания топлива из
ента трогания с
в табл. 9 (рас-

дальность полета

... 1410 л
... 2 × 400 лку по эксплуатации
Г-17 и дополнения

Таблица 8

Максимальные дальность и продолжительность полета
на $H = 12\,000$ м*

	Без примене- ния форсажа на наборе вы- соты	С использо- ванием форсажа на наборе высоты с $H = 8000$ м
Дальность $L_{\max}$ в км		
Без подвесных баков . .	1160	1120
С подвесными баками (2 × 400 л):		
а) со сбрасыванием под- весных баков	1930	1870
б) без сбрасывания под- весных баков	1770	1700

Продолжительность $T_{\max}$ в час.—мин.

Без подвесных баков . .	1—45	1—40
С подвесными баками (2 × 400 л):		
а) со сбрасыванием под- весных баков	2—51	2—44
б) без сбрасывания под- весных баков	2—34	2—28

* При государственных испытаниях дальность полета была
замерена при включении форсажа на наборе высоты с
 $H = 8000$ м. При включении форсажа с высоты 4000 м за-
меров не производилось.

Таблица 9

Время в час.—мин. до полного израсходования топлива
из подвесных баков, считая от момента трогания
с места, при полете на $H = 12\,000$ м

Режим работы двигателя на наборе высоты	Форсажный; форсаж включается с $H = 8000$ м		Взлетный (без применения форсажа)	
Режим полета	при $L_{\max}$	при $T_{\max}$	при $L_{\max}$	при $T_{\max}$
Подвесные баки 2×400 л	0—41	0—45	0—47	0—51

Взлет и набор высоты в течение 10 мин. от
начала разбега производятся на взлетном режиме
работы двигателя при $n = 11\,560$ об/мин, далее
на номинальном режиме при $n = 11\,200$ об/мин.
Полет по горизонту—на режиме $L_{\max}$ или $T_{\max}$.
До начала расходования топлива из подвесных
баков используется 100 л из основного бака № 1.
На опробование двигателя на земле и руление
затрачивается 5 мин. и расходует 70 л топлива.
Емкость топливных баков самолета приведена
в табл. 10.

Таблица 10

Емкость топливных баков самолета и соответствующий
полный вес топлива при $\gamma = 0,83$ кг/л

Баки	Емкость в л		Вес топлива в кг	
		Всего		Всего
Основные	1410	1410	1170	1170
Подвесные	2 × 400	2210	2 × 332	1834

3. ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Значения основных взлетно-посадоочных харак-
теристик самолета даны в табл. 11 и 12 и на
фиг. 21—22.

Таблица 11

Взлетная дистанция при нормальном полетном
весе 5550 кг

Угол отклонения щитков-закрыл- ков при взлете $\delta_{щ-з}$	20°
Число оборотов двигателя n . .	11 560 об/мин
Разбег (по бетонной дорожке) l_p	600—630 м
Время разбега t	17 сек.
Выдерживание и преодоление препятствия (набор высоты $H = 25$ м) $l_{в} + l_{пр. пр}$	820—850 м
Общая длина взлетной дистанции $l_{взл}$	1420—1480 м
Скорость отрыва $V_{отр}$	230—240 км/час

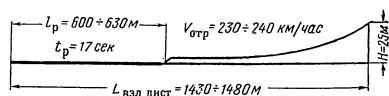
Примечание. Зависимость длины разбега и взлетной
дистанции от веса самолета см. на фиг. 91.

Таблица 12

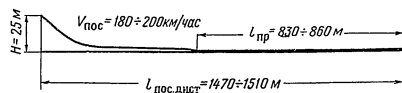
Посадоочная дистанция при посадоочном весе 4374 кг
с использованием колесных тормозов; малый газ

Угол отклонения щитков-закрыл- ков при посадке $\delta_{щ-з}$	60°
Планирование с высоты $H = 25$ м и выдерживание $l_{пл} + l_{выд}$	650 м
Пробег по бетонной дорожке $l_{пр}$	830—860 м
Общая длина посадоочной дистан- ции $l_{пос}$	1470—1510 м
Скорость планирования на посад- ку (перед выравниванием) $V_{пл}$. .	270—280 км/час
Посадоочная скорость $V_{пос}$	180—200 км/час

Примечание. Зависимость длины пробега от веса
самолета см. на фиг. 93.



Фиг. 21. Данные взлетной дистанции самолета.
 $n = 11\,560$ об/мин; $\delta_{ш.з} = 20^\circ$; $G = 5550$ кг.



Фиг. 22. Данные посадочной дистанции самолета.
 $\delta_{ш.з} = 60^\circ$; $G = 4374$ кг.

Значения взлетно-посадочных характеристик самолета МиГ-17П получены пересчетом по материалам летных испытаний опытного самолета МиГ-17 с поправкой на вес и тягу.

Данные, приведенные в табл. 11, соответствуют взлету самолета на взлетном режиме работы двигателя; в случае необходимости допускается взлет с включенной форсажной камерой, как с подвесными топливными баками, так и без них; выключение камеры после взлета производить на высоте 150—200 м.

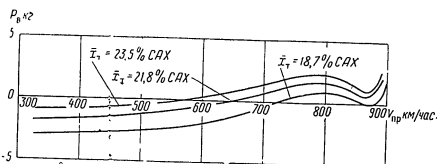
Длина взлетной дистанции зависит от числа

4. УПРАВЛЯЕМОСТЬ САМОЛЕТА

На самолете МиГ-17П могут выполняться все элементы пилотажа до скоростей, соответствующих числу $M = 1,03$.

В настоящем разделе приводятся значения усилий на ручке управления, величины углов отклонения элеронов и рулей, а также другие характеристики, употребляемые для оценки управляемости самолета.

Характеристики продольной устойчивости и управляемости самолета МиГ-17П практически не отличаются от соответствующих характеристик серийного самолета МиГ-17. Включение форсажной камеры не вносит существенных изменений



Фиг. 23. Усилия на ручке управления в горизонтальном полете.

$H = 5000$ м; $\tau_{тр} = 0^\circ$; $n = 11\,560$ об/мин.
Продольное управление без гидросилителя.

Примечание. Максимальное значение усилия $P_{руч}$ при разгоне с форсажем достигает 23,5 кг при $V_{пр} = 890$ км/час.

оборотов двигателя, угла отклонения щитков-закрылков и полетного веса самолета. Отклонение щитков-закрылков значительно влияет также и на скорость отрыва.

При разбеге трогание с места производится после вывода двигателя на число оборотов $n = 8000$ — 9000 об/мин, при котором самолет еще может быть удержан на месте тормозами.

Планирование на посадку производится на малом газе; пробег—с использованием колесных тормозов; посадочный вес 4374 кг.

Перед посадкой выпуск шасси производится на скорости 400—450 км/час (время выпуска 8—10 сек.). В начале захода на посадку скорость горизонтального полета равна 350—400 км/час.

Щитки-закрылки выпускаются во время захода на посадку на скоростях, соответствующих требованиям «Инструкции летчику по эксплуатации и технике пилотирования самолета МиГ-17» и дополнений к ней.

Планирование до выравнивания производится с высоты не менее 200 м.

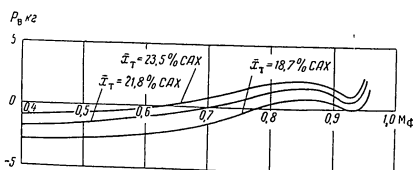
Выравнивание самолета начинается на высоте 6—7 м и заканчивается на высоте не более 1 м.

При посадке с выключенным двигателем планирование на посадку производится на следующих скоростях:

При убранных шасси и щитках-закрылках 325—355 км/час.
При выпущенных шасси и щитках-закрылках 270—280 км/час.

в продольную устойчивость и управляемость самолета. На фиг. 23—24 приведены усилия на ручке управления рулем высоты в горизонтальном полете при $n = 11\,560$ об/мин на $H = 5000$ м при неотклоненном триммере (по акту государственных испытаний опытного самолета).

В зависимости от числа M усилия изменяются плавно и устойчиво до значения $M = 0,85$; в диапазоне $M = 0,85$ — $0,93$ усилия вначале постоянны, затем незначительно уменьшаются на величину не более 1 кг и, начиная с числа M , равного 0,93, усилия начинают резко нарастать на кабрирование. Смещение центровки назад вы-

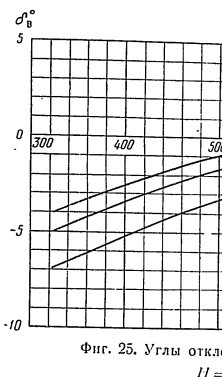


Фиг. 24. Усилия на ручке управления в горизонтальном полете.

$H = 5000$ м; $\tau_{тр} = 0^\circ$; $n = 11\,560$ об/мин.

Продольное управление без гидросилителя.

Примечание. Максимальное значение усилия $P_{руч}$ при разгоне с форсажем достигает 23,5 кг при числе $M_{Ф} = 0,971$.



Фиг. 25. Углы отклонения руля высоты в горизонтальном полете.

зывает в горизонтальном полете у усилий «от себя» (и соответственно у усилий «на себя») (см. фиг. 23—24).

Центр тяжести самолета в полете и расхода топлива и боеприпасов и практически в пределах 21,0—27,0% С. нение центровок самолета в течени показано на фиг. 81—82.

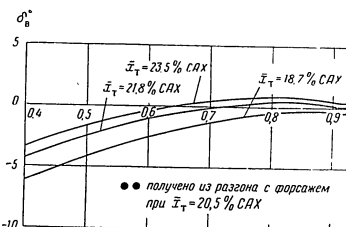
Условия продольной балансировки при $P_{руч} = 0$ следующие.

При нейтральном положении триммера высоты, номинальных оборотах 11 200 об/мин на режиме подъема самолета балансироваться на скорости 600 ± 50 прибору на любой высоте полета в от 0 до $H = 7000$ м.

Проверка балансировки производится горением зеленой лампы, сигнализирующей о выработке топливного бака № 2 (остаток топлива в баках 910 л, центроп САХ).

Балансировочные углы отклонения руля в горизонтальном полете на высоте H см. на фиг. 25—26.

На фиг. 27—28 приведены величины характеризующие маневр самолета с пере-



Фиг. 26. Углы отклонения руля высоты в горизонтальном полете.

$H = 5000$ м; $\tau_{тр} = 0^\circ$; $n = 11\,560$ об/мин

отклонения щитков самолета. Отклонение влияет также

места производится число оборотов n в тором самолет еще тормозами.

производится на ма- ваванием колесных 4 кг.

массы производится ис (время выпуска а на посадку ско- ета равна 350 —

ся во время захода ответствующих тре- ку по эксплуатации самолета МиГ-17" и

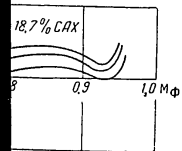
ания производится

чинается на высоте 1 м. не более 1 м. м двигателем пла- дится на следующих

ылках 325—355 км/час. ылах 270—280 км/час.

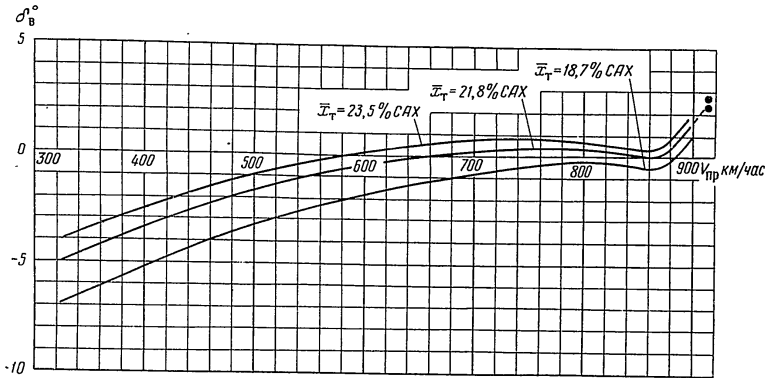
управляемость са- ведены усилия на ги в горизонталь- ин на $H=5000$ м (по акту государ- самолета).

силы изменяются ения $M=0,85$; в ния, вначале посто- неньшаются на ве- чинная с числа M , резко нарастают нтровки назад вы-



я в горизонтальном 560 об/мин. гидроусилителя.

значение усилия P_B 23,5 кг при числе



Фиг. 25. Углы отклонения руля высоты в горизонтальном полете.

$H=5000$ м; $\tau_{тр}=0^\circ$; $n=11560$ об/мин.

зывает в горизонтальном полете увеличение усилий „от себя“ (и соответственно уменьшение усилий „на себя“) (см. фиг. 23—24).

Центр тяжести самолета в полете вследствие расходования топлива и боеприпасов изменяется практически в пределах 21,0—27,0% САХ. Изменение центров самолета в течение полета показано на фиг. 81—82.

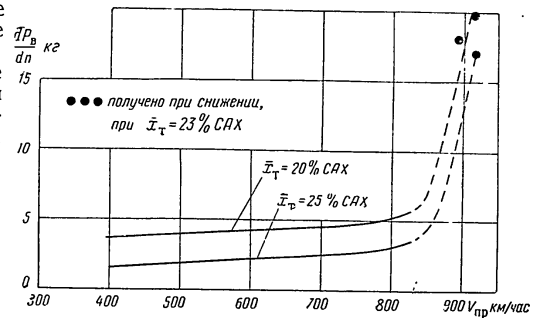
Условия продольной балансировки самолета при $P_B=0$ следующие.

При нейтральном положении триммера руля высоты, номинальных оборотах двигателя 11200 об/мин на режиме подъема самолет должен балансироваться на скорости 600 ± 50 км/час по прибору на любой высоте полета в диапазоне от 0 до $H=7000$ м.

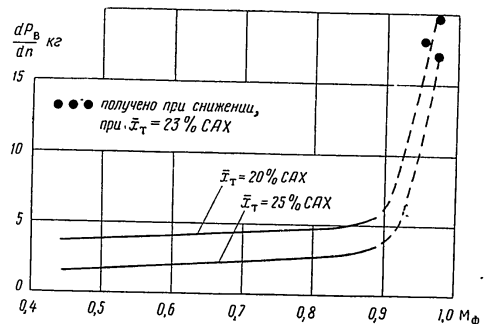
Проверка балансировки производится при загорании зеленой лампы, сигнализирующей о выработке топливного бака № 2 (при этом остаток топлива в баках 910 л, центровка 19,8% САХ).

Балансировочные углы отклонений руля высоты в горизонтальном полете на высоте $H=5000$ м см. на фиг. 25—26.

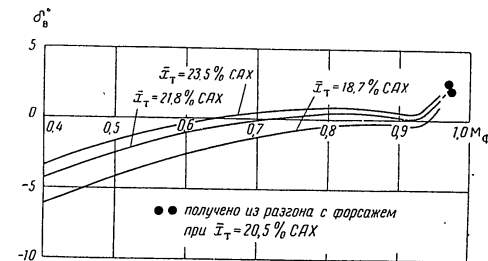
На фиг. 27—28 приведены величины, характеризующие маневр самолета с перегрузкой, а



Фиг. 27. Усилия на ручке управления, необходимые для создания единичной перегрузки. Продольное управление без гидроусилителя. $H=5000$ м.

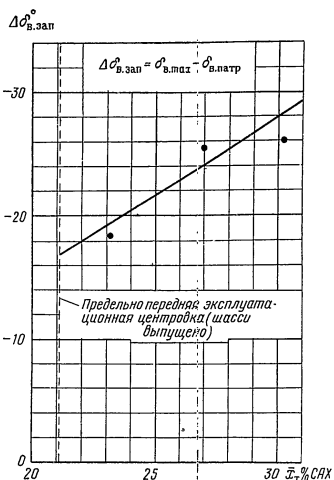


Фиг. 28. Усилия на ручке управления, необходимые для создания единичной перегрузки. Продольное управление без гидроусилителя. $H=5000$ м.

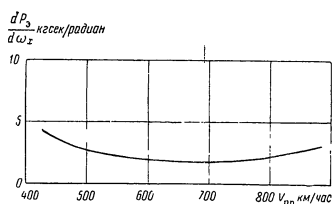


Фиг. 26. Углы отклонения руля высоты в горизонтальном полете.

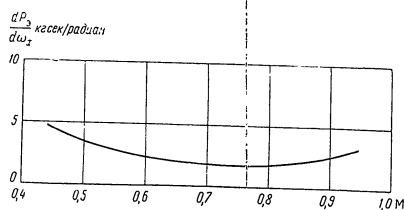
$H=5000$ м; $\tau_{тр}=0^\circ$; $n=11560$ об/мин.



Фиг. 29. Запас угла отклонения руля высоты на посадке. (В момент касания земли при $V_{\text{пос}} = 220 \text{ км/час}$).



Фиг. 30. Усилия на ручке, необходимые для создания угловой скорости крена в 1 рад/сек. $H = 5000 \text{ м}$.



Фиг. 31. Усилия на ручке, необходимые для создания угловой скорости крена в 1 рад/сек.

именно $\frac{dP_z}{dn_y}$ — усилие на ручке управления руля высоты, необходимое для создания прироста перегрузки $\Delta n_y = 1,0$. Значения $\frac{dP_z}{dn_y}$ с ростом числа M возрастают; заметный рост наступает при числах M более 0,92. Значения $\frac{dP_z}{dn_y}$ зависят от центровки. Смещение центровки назад вызывает уменьшение значений $\frac{dP_z}{dn_y}$.

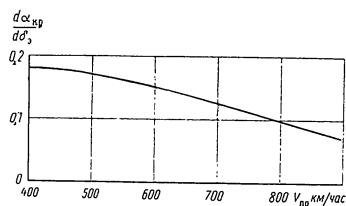
При выпуске тормозных щитков возникает момент на кабрирование; летчик должен дополнительно давить на ручку, чтобы преодолеть усилия на ручке управления от выпуска тормозных щитков, которые при скорости по прибору, равной 1030—1040 км/час, на высоте полета 1000 м достигают 10 кг.

Эффект кабрирующего момента может быть использован для вывода самолета из пикирования.

Тормозные щитки разрешается выпускать на всех скоростях и высотах полета.

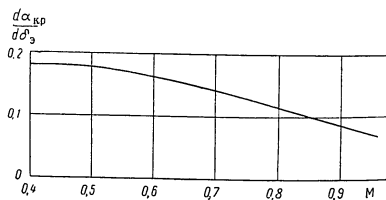
На фиг. 29 приведена зависимость запаса угла отклонения руля высоты на посадке ($\delta_{в, \text{ макс}} - \delta_{в, \text{ минтр}}$) от центровки самолета.

При предельно передней центровке самолета (т. е. на 21,1 % СХ) запас угла отклонения руля высоты на посадке составляет $\Delta \delta_{в} = 17^\circ$.



Фиг. 32. Эффективность элеронов $\frac{d\alpha_{кр}}{d\delta_z}$.

(Изменение угла атаки в конечном сечении крыла на 1° отклонения элеронов). $H = 5000 \text{ м}$.



Фиг. 33. Эффективность элеронов $\frac{d\alpha_{кр}}{d\delta_z}$.

(Изменение угла атаки в конечном сечении крыла на 1° отклонения элеронов). $H = 5000 \text{ м}$.

На фиг. 30—31 приведена величина $\frac{dP_z}{d\omega_z}$ — усилие на ручке управления элеронами, необходимое для создания угловой скорости крена в 1 радиан в секунду (1 радиан равен $57^\circ,3$).

На фиг. 32—33 показана эффективность элеронов.

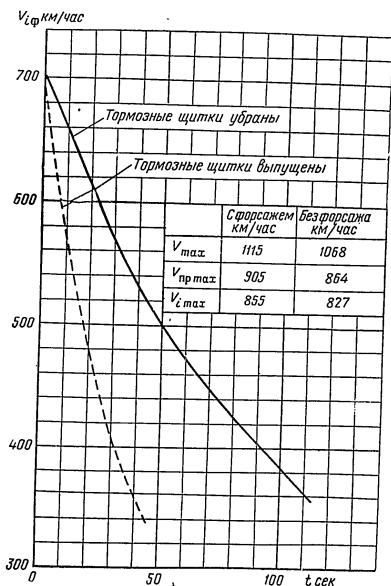
5. ДАННЫЕ РАЗГОНА, ТОРМОЖЕНИЯ

На фиг. 34—36 и в табл. 13 приведены характеристики разгона и торможения в горизонтальном полете.

Время разгона и торможения дано на форсаже при отсчете скоростей от $V_{\text{max форс}}$, а на взлетном режиме от $V_{\text{max взл}}$.

Минимальные время t и соответствующий радиус R (при t_{min}) выража на $H = 10000 \text{ м}$ равны:

	С форсажем $n = 11560 \text{ об/мин}$	Без форсажа $n = 11560 \text{ об/мин}$
Скорость по прибору км/час	450	440
Время в сек.	62	85
Радиус в м	2050	2850



Фиг. 31. Торможение на высоте 5000 м. Малый газ.

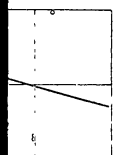
управления руля
прироста пере-
с ростом числа
ступает при чис-
зависят от
назад вызывает

возникает мо-
дополни-
преодолеть
выпуска тормоз-
по прибору,
высоте полета

та может быть
из пикирования.
выпускать на

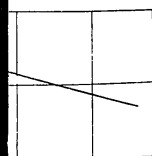
симость запаса
на посадке
ета.

ровке самолета
отклонения руля
 $\delta_v = 17^\circ$.



800 $V_{пр}$ км/час

ов $\frac{d\alpha_{кр}}{d\delta_9}$.
онцевом
элеронов).



0,8 0,9 М

нов $\frac{d\alpha_{кр}}{d\delta_9}$.
вом сечении
ронов).

На фиг. 30—31 приведена величина $\frac{dP_9}{d\omega_x}$ — усилие на ручке управления элеронами, потребное для создания угловой скорости крена в 1 радиан в секунду (1 радиан равен $57^\circ,3$).

На фиг. 32—33 показана эффективность эле-

ронов — величина $\frac{d\alpha_{кр}}{d\delta_9}$ — изменение угла атаки в концевом сечении крыла на 1° отклонения элеронов на высоте 5000 м.

Значения $\frac{dP_9}{d\omega_x}$ и $\frac{d\alpha_{кр}}{d\delta_9}$ приведены по данным для самолета МиГ-17.

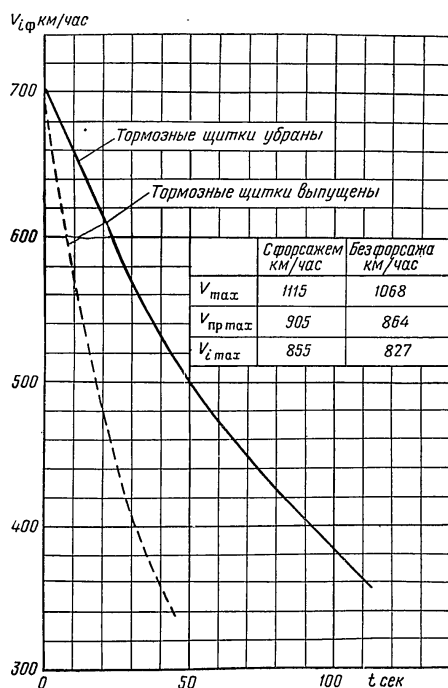
5. ДАННЫЕ РАЗГОНА, ТОРМОЖЕНИЯ И ВИРАЖА

На фиг. 34—36 и в табл. 13 приведены характеристики разгона и торможения в горизонтальном полете.

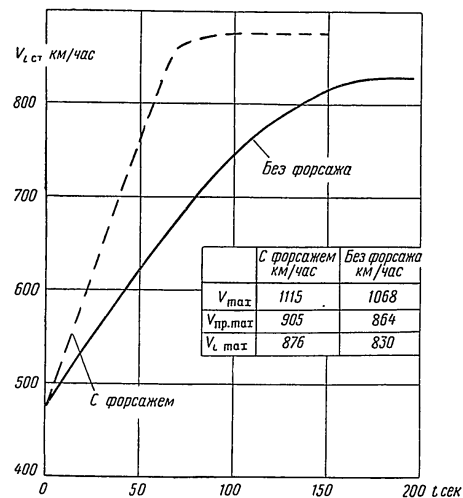
Время разгона и торможения дано на форсаже при отсчете скоростей от $V_{\text{мах форс}}$, а на взлетном режиме от $V_{\text{мах взл}}$.

Минимальные время t и соответственный радиус R (при $t_{\text{мин}}$) виража на $H = 10\,000$ м равны:

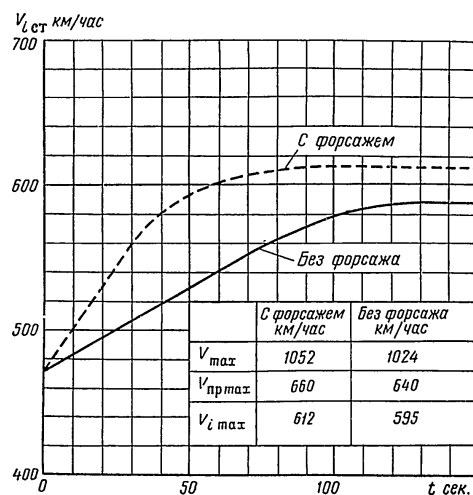
	С форсажем $n = 11\,560$ об/мин	Без форсажа $n = 11\,560$ об/мин
Скорость по прибору км/час	450	440
Время в сек.	62	85
Радиус в м	2050	2850



Фиг. 34. Торможение на высоте 5000 м. Малый газ.



Фиг. 35. Разгон с форсажем и без форсажа. $H = 5000$ м; $n = 11\,560$ об/мин.

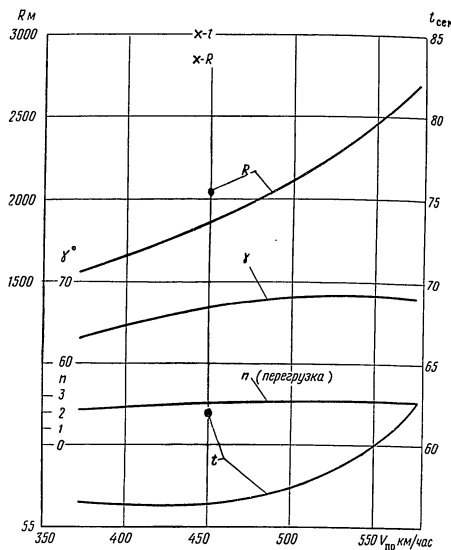


Фиг. 36. Разгон с форсажем и без форсажа. $H = 10\,000$ м; $n = 11\,560$ об/мин.

Таблица 13

Высота в м	5000	10 000
Число оборотов двигателя в мин. при разгоне самолета	11560	11560
Режим работы двигателя при торможении	Малый газ	
Время разгона от $0,8 V_{\max}$ до $0,95 V_{\max}$ в мин.:		
а) на форсажном режиме двигателя	—	0,58
б) на взлетном режиме двигателя	—	1,32
Время разгона от $0,7 V_{\max}$ до $0,95 V_{\max}$ в мин.:		
а) на форсажном режиме двигателя	0,65	—
б) на взлетном режиме двигателя	1,52	—
Увеличение скорости за 1 мин. от $0,8 V_{\max}$ в км/час:		
а) на форсажном режиме двигателя	—	115
б) на взлетном режиме двигателя	—	70
Увеличение скорости за 1 мин. от $0,7 V_{\max}$ в км/час:		
а) на форсажном режиме двигателя	258	—
б) на взлетном режиме двигателя	154	—
Время торможения от $0,85 V_{\max}$ до $0,55 V_{\max}$ на взлетном режиме работы двигателя в мин.:		
а) без тормозных щитков	1,12	—
б) то же с тормозными щитками	0,38	—
Уменьшение скорости за 30 сек. от $0,85 V_{\max}$ в км/час:		
а) без тормозных щитков	130	—
б) то же с тормозными щитками	293	—

Примечание. Увеличение и уменьшение скорости даны по индикаторным скоростям V_i .



Фиг. 37. Виращ самолета МиГ-17 на высоте 10 000 м.
 $n=11\,560$ об/мин.

● — параметры наивыгоднейшего вираща самолета МиГ-17П на форсажном режиме работы двигателя;
× — то же на взлетном режиме работы двигателя.

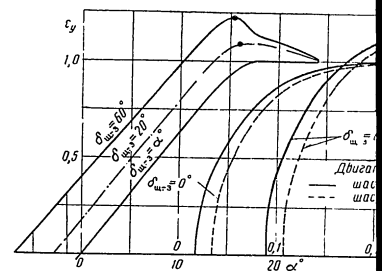
На фиг. 37 приведены характеристики вираща серийного самолета МиГ-17 по скорости и значения параметров наивыгоднейшего вираща самолета МиГ-17П.

АЭРОДИНАМИКА

Приводимые ниже аэродинамические характеристики самолета (фиг. 38—65) по

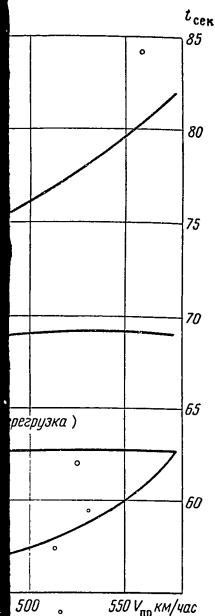
1. КОЭФФИЦИЕНТЫ

Коэффициенты лобового сопротивления самолета: кривые $c_x = f(c_y)$ для различных отклонения щитков-закрылков с убр



Фиг. 38. Поляры самолета для числа $M=0$

пущенным шасси, при работающем двигателе на высоте $H=0$ и малых скоростях по $M=0,20$ приведены на фиг. 38—3. течение кривой c_x на закрытых щитках свидетельствует о безопасности полета в отношении сваливания на крыло. Максимальное значение коэффициента $c_y=1,22$ при $\delta_{щ-з}=60^\circ$.



на высоте 10 000 м.
ин.
ража самолета МиГ-17П
оты двигателя;
работы двигателя.

актеристики выража
скорости и значения
о выража самолета

ГЛАВА V

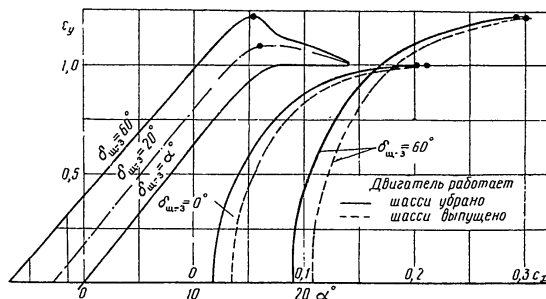
АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТА

Приводимые ниже аэродинамические характеристики самолета (фиг. 38 — 65) получены расчетом по материалам испытаний моделей самолета МиГ-17 в аэродинамических трубах ЦАГИ*.

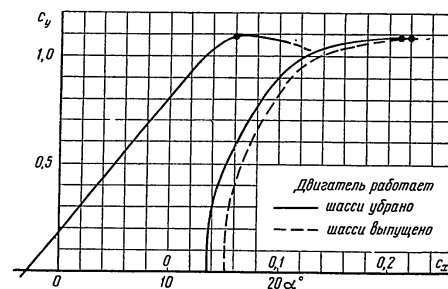
1. КОЭФФИЦИЕНТЫ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ И ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ

Коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы самолета: кривые $c_y = f(\alpha)$ и поляры самолета, т. е. $c_x = f(c_y)$ для различных углов отклонения щитков-закрылков с убраным и вы-

четом по материалам испытаний моделей самолета МиГ-17 в аэродинамических трубах ЦАГИ*.



Фиг. 38. Поляры самолета для числа $M=0,2$ и $H=0$.



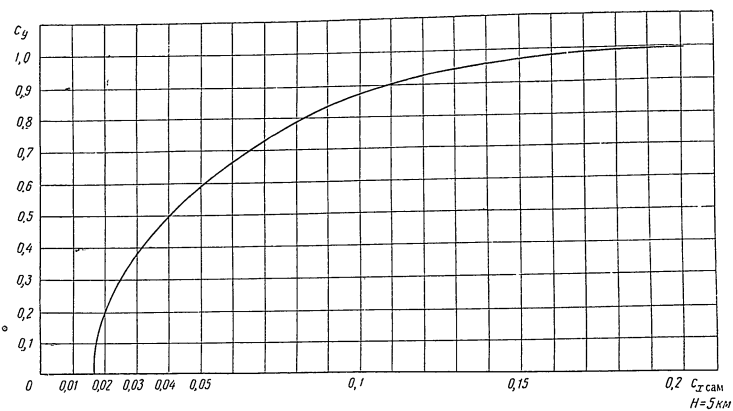
Фиг. 39. Поляры самолета.
 $\delta_{ш-з} = 20^\circ$; $M=0,2$ и $H=0$.

пущенным шасси, при работающем двигателе на высоте $H=0$ и малых скоростях полета (число $M=0,20$) приведены на фиг. 38—39. Плавное течение кривой c_y на закритических углах атаки свидетельствует о безопасности полета самолета в отношении сваливания на крыло.

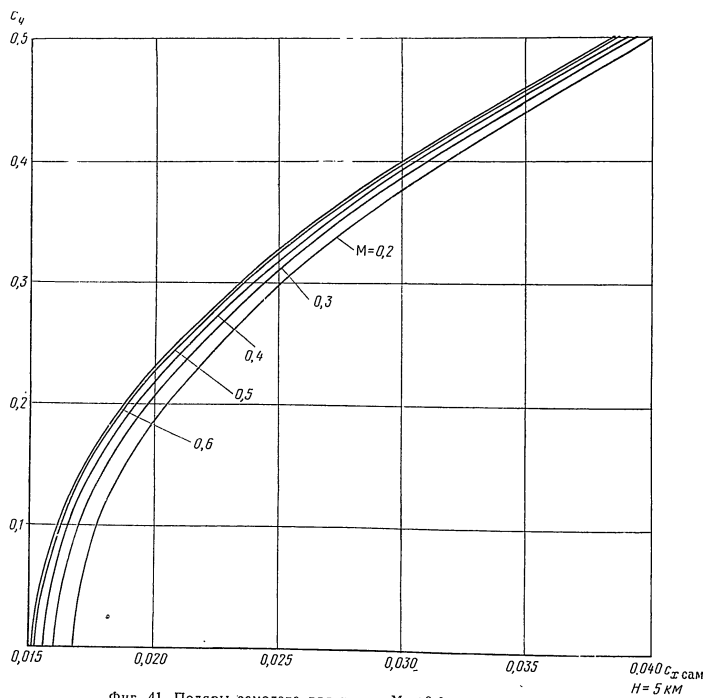
Максимальное значение коэффициента c_y равно $c_{y_{max}} = 1,22$ при $\delta_{ш-з} = 60^\circ$.

Для определения c_x на высотах, отличных от 5000 м, следует пользоваться формулой $c_{xH} = c_{xH=5} + \Delta c_{xH}$.

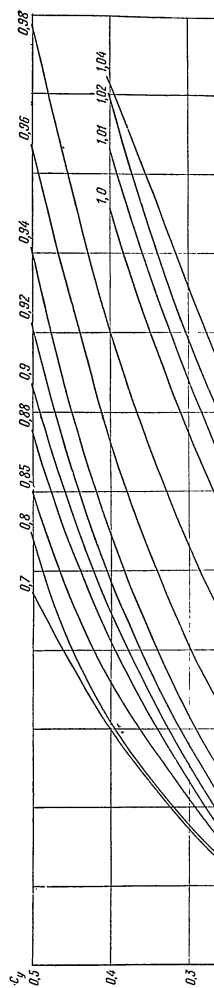
* Помещенные на фигурах графики соответствуют полу-связанной системе осей, см. фиг. 95. Коэффициент c_x в таблицах и на графиках дан в абсолютном значении (знак минус для удобства опущен).



Фиг. 40. Поляры самолета.
 $\alpha_{\text{ш.з}} = 0^\circ$; $M = 0.2$; $H = 5000 \text{ м}$;
 $c_{xH} = c_{xH=5} + \Delta c_{xH}$.

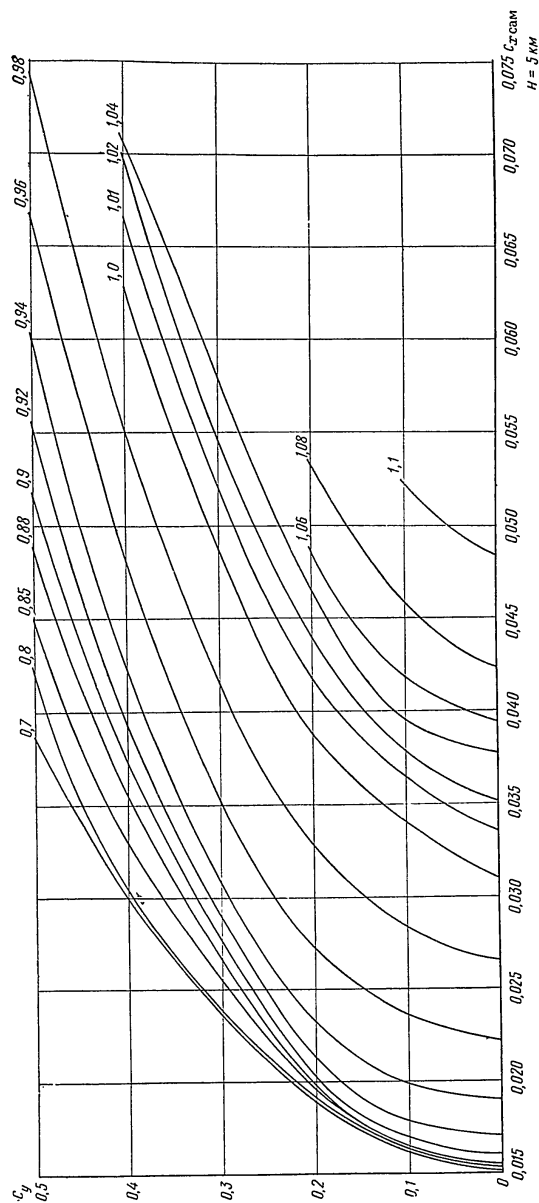


Фиг. 41. Поляры самолета для чисел $M \leq 0.6$ и высоты $H = 5000 \text{ м}$.
 $c_{xH} = c_{xH=5} + \Delta c_{xH}$.



0,2 $c_{x\text{сам}}$
 $H=5\text{ км}$

0,40 $c_{x\text{сам}}$
 $H=5\text{ км}$

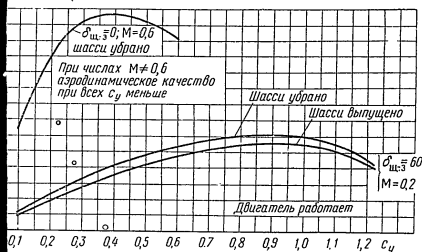


Фиг. 42. Поляры самолета для чисел $M \geq 0,7$ и высоты $H = 5000$ м.
 $c_{xH} = c_{xH=5} + \Delta c_{xH}$

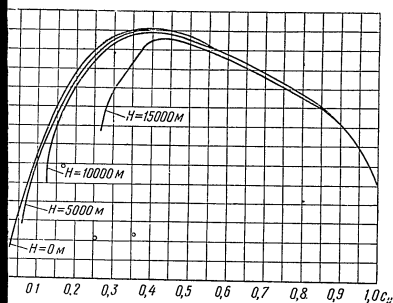
Для $H = 0 \div 10$ км $\Delta c_{xH} = k_H (H - 5)$.
 Для $H = 10 - 15$ км $\Delta c_{xH} = 0,0008 + k_H (H - 10)$.

H в км	0-5	5-10	10-15
k_H	0,00013	0,00016	0,00025

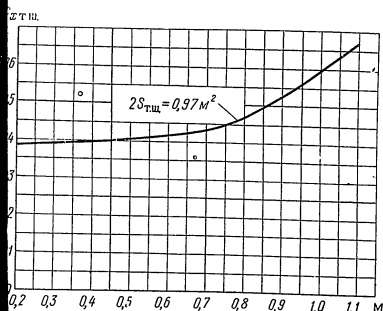
k_H — поправка величины c_x при изменении высоты на 1 км.



Фиг. 43. Аэродинамическое качество самолета на $H=0$.



Фиг. 44. Аэродинамическое качество самолета в горизонтальном полете.



5. Коэффициент сопротивления тормозных щитков. $\delta_{т.ш.} = 55^\circ$ (отнесен к $S_{кр} = 22,6$ м²).

Из фиг. 42 видно, что заметный прирост коэффициента c_x начинается с числа $M > 0,94$.

Аэродинамическое качество самолета $k_a = \frac{c_y}{c_x}$ дано на фиг. 43 — 44.

Максимальное аэродинамическое качество самолета при убранных щитках-закрылках равно:

$k_a = 13,6$ при $M = 0,6$, $c_y = 0,4$ и при $H = 0$.
 В горизонтальном полете максимальное аэродинамическое качество равно $k_{a \max} = 13,1$; оно получается при $c_y = 0,4$, $M \approx 0,3$ для $H = 0$ и мало изменяется в пределах высот от 0 до 10 000 м при $M = 0,4 \div 0,5$.

При выпущенных щитках-закрылках и выпущенном шасси $k_{a \max} = 5,6$ при $M = 0,2$, $c_y = 0,95$ на $H = 0$. Влияние выпуска шасси на аэродинамическое качество показано на фиг. 43.

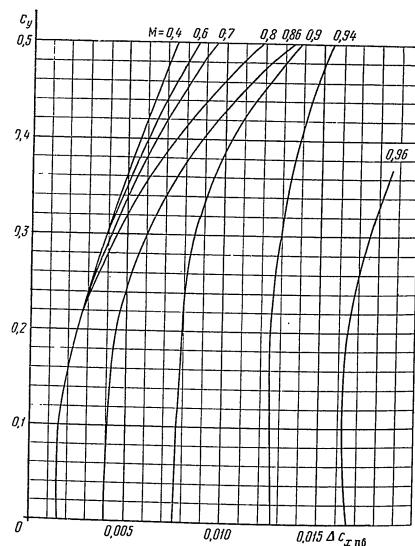
Минимальный коэффициент лобового сопротивления самолета $c_{x \min} = 0,0144$ при $M = 0,60$ и $c_y = 0$ на $H = 0$.

На фиг. 45 приведен коэффициент лобового сопротивления тормозных щитков самолета (отнесенный к площади крыла) в зависимости от числа M .

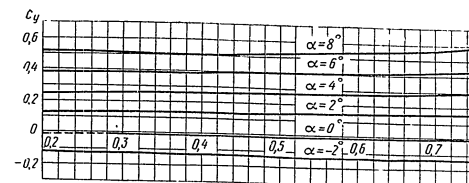
На фиг. 46 дан прирост коэффициента c_x самолета, получающийся в результате подвешивания баков 2×400 л (с заливом).

Установка подвесных баков увеличивает коэффициент c_x самолета при $M < 0,8$ на $\Delta c_x = 0,0015$; при $M > 0,8$ Δc_x баков заметно возрастает.

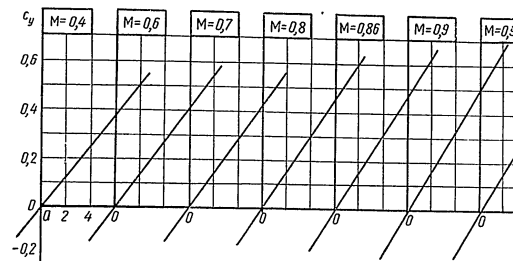
Полная остановка двигателя — режим авторотации двигателя — повышает коэффициент сопротивления самолета на $\Delta c_x \approx 0,0053$.



Фиг. 46. Коэффициент сопротивления подвесных баков 2×400 л (отнесен к $S_{кр} = 22,6$ м²).



Фиг. 47. Коэффициент подъемной



Фиг. 48. Коэффициент подъемной

На фиг. 47 приведена зависимость коэффициента подъемной силы самолета от числа M при различных углах атаки α .

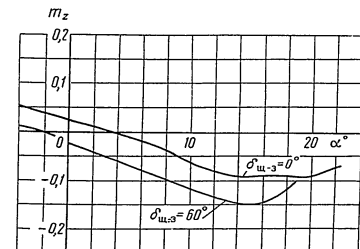
На ф. ента п. при раз

2. КОЭФФИЦИЕНТЫ МОМЕНТОВ

m_x ; m_y ; m_z ; c_z

На фиг. 49 — 51 показана зависимость коэффициента продольного момента самолета m_z при выключенном двигателе от углов отклонения руля высоты и положения щитков-закрылков*.

На ф. числа M. состояни тационн измене высоты мало из



Фиг. 49. Коэффициент продольного момента самолета. $x_T = 25\%$ САХ; $y_T = 0$; $M \approx 0,2$; $Re = 7,8 \cdot 10^6$; $\varphi_{ст} = -1^\circ 33'$; $\delta_0 = 0^\circ$.

*Графики m_x ; m_y ; m_z ; c_z даны при выключенном двигателе. При работающем двигателе следует вводить поправки по формулам, приведенным в тексте.

Фиг. 50.

прирост коэф-
> 0,94.

олета $k_a = \frac{c_y}{c_x}$

е качество са-
млаха равно:
при $H=0$.

малыое аэро-
нах = 13,1; оно
для $H=0$ и
от 0 до 10 000 м

млаха и выпу-
= 0,2, $c_y = 0,95$
на аэродина-
г. 43.

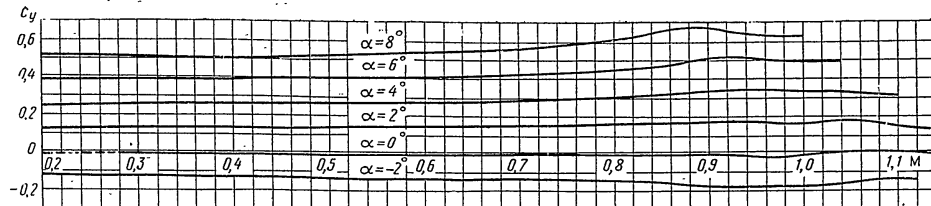
ого сопротив-
и $M=0,60$ и

ент лобового
самолета (от-
висимости от

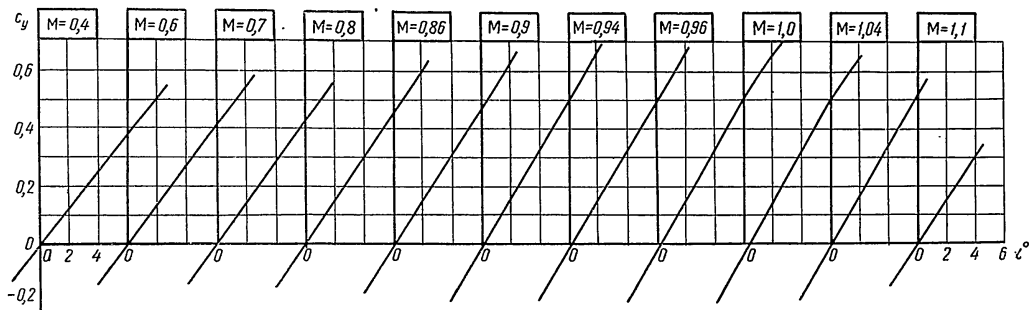
нента c_x само-
подвешивания

ичивает коэф-
а $\Delta c_x = 0,0015$;
растает.

ежим авторо-
нцент сопро-



Фиг. 47. Коэффициент подъемной силы самолета.



Фиг. 48. Коэффициент подъемной силы самолета.

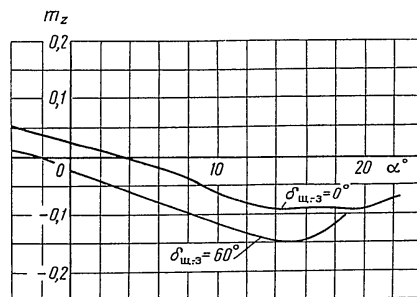
На фиг. 47 приведена зависимость коэффициента подъемной силы самолета от числа M при различных углах атаки α .

На фиг. 48 приведена зависимость коэффициента подъемной силы самолета от угла атаки при различных числах M .

2. КОЭФФИЦИЕНТЫ МОМЕНТОВ И БОКОВЫХ СИЛ

m_z ; m_x ; m_y ; c_z

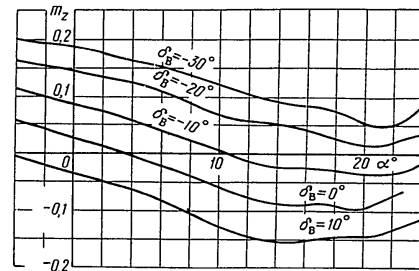
На фиг. 49 — 51 показана зависимость коэффициента продольного момента самолета m_z при выключенном двигателе от углов отклонения руля высоты и положения щитков-закрылков*.



Фиг. 49. Коэффициент продольного момента самолета.
 $\bar{x}_r = 25\% \text{ САХ}$; $\bar{y}_r = 0$; $M \approx 0,2$;
 $Re = 7,8 \cdot 10^6$; $\varphi_{ст} = -1^\circ 33'$; $\delta_b = 0^\circ$.

*Графики m_z ; m_x ; m_y ; c_z даны при выключенном двигателе. При работающем двигателе следует вводить поправки по формулам, приведенным в тексте.

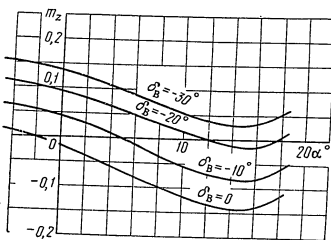
На фиг. 52 — 53 показано влияние на m_z числа M . Графики показывают, что при всех состояниях самолета во всем диапазоне эксплуатационных углов атаки, отклонений рулей и изменения числа M самолет устойчив и рули высоты эффективны; установка подвесных баков мало изменяет значения m_z самолета (фиг. 54).



Фиг. 50. Коэффициент продольного момента самолета.
 $\bar{x}_r = 25\% \text{ САХ}$; $\bar{y}_r = 0$; $M \approx 0,2$;
 $Re = 7,8 \cdot 10^6$; $\delta_{w-3} = 0^\circ$; $\varphi_{ст} = -1^\circ 33'$.

Работа двигателя при $n = 11560$ об/мин изменяет m_z самолета на следующую величину (по расчету):

$$\Delta m_{z \text{ дв}} = k \frac{P - \Delta P}{\rho V_s^2} + 0,118 \frac{\alpha^\circ}{V_s} + 0,826 \cdot 10^{-6},$$



Фиг. 51. Коэффициент продольного момента самолета.

$\bar{x}_T = 25\% \text{ CAX}$; $\bar{y}_T = 0$; $M \approx 0,2$;
 $Re = 7,8 \cdot 10^6$; $\delta_{ш.з} = 60^\circ$; $\varphi_{CT} = -1^\circ 33'$.

где $k=0$ при выпущенном шасси;
 $k = +0,001348$ при убранном шасси;
 P — тяга двигателя по фиг. 68—69;
 ΔP — потери тяги двигателя по фиг. 70;
 V_s — скорость в м/сек;
 ρ — плотность воздуха;
 α — угол атаки в градусах.

Пересчет коэффициента m_z на другую центровку самолета производится по формуле:

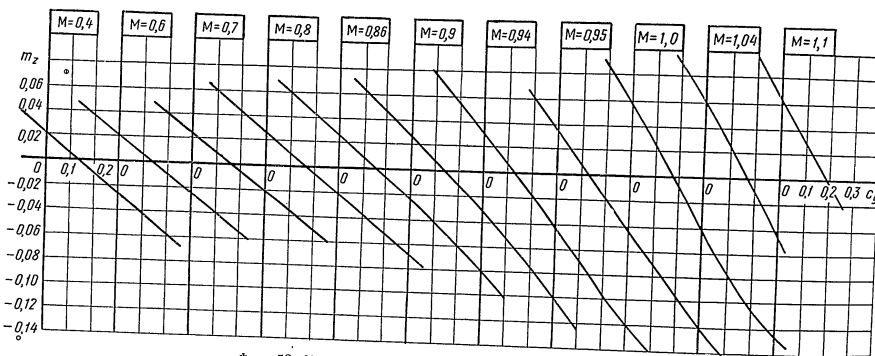
$$m_{z2} = m_{z1} + (\bar{x}_{T2} - \bar{x}_{T1}) c_y - (\bar{y}_{T2} - \bar{y}_{T1}) \left(c_x - c_y \frac{\alpha^\circ}{57,3} \right);$$

$$\bar{y}_T = \frac{\bar{y}}{b_\lambda}.$$

Индекс „1“ соответствует исходной центровке (приведенной на графиках), индекс „2“ — новой центровке.

Формула достаточно точна для значений угла атаки не более 15° .

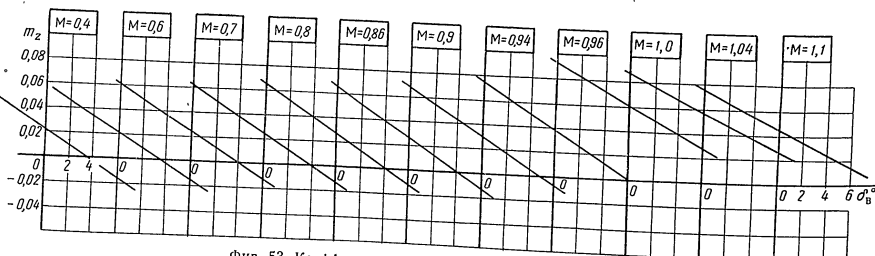
На фиг. 55—63 приведены графики коэффициентов моментов крена и рысканья самолета m_x и m_y .



Фиг. 52. Коэффициент продольного момента самолета.

$\delta_{ш.з} = 0^\circ$; $\delta_a = 0^\circ$; $\varphi_{CT} = -1^\circ 33'$;

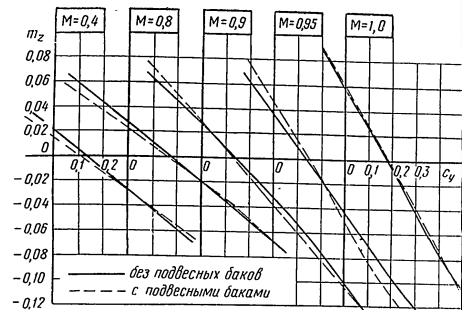
$\bar{x}_T = 21\% \text{ CAX}$; $\bar{y}_T = 0$.



Фиг. 53. Коэффициент продольного момента самолета.

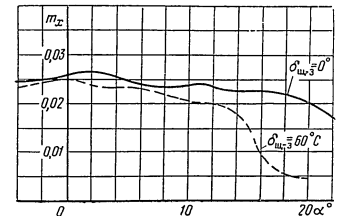
$\alpha = 0^\circ$; $\delta_{ш.з} = 0^\circ$; $\varphi_{CT} = -1^\circ 33'$;

$\bar{x}_T = 21\% \text{ CAX}$; $\bar{y}_T = 0$.



Фиг. 54. Влияние подвесных баков 2×400 л на продольные моменты самолета.

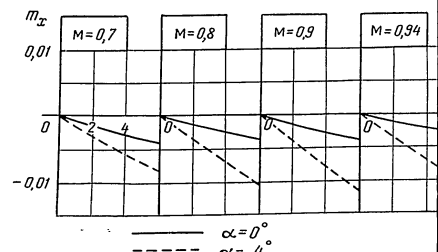
$\delta_a = 0^\circ$; $\delta_{ш.з} = 0^\circ$; $\varphi_{CT} = -1^\circ 33'$;
 $\bar{x}_T = 21\% \text{ CAX}$; $\bar{y}_T = 0$.



Фиг. 56. Коэффициент момента крена

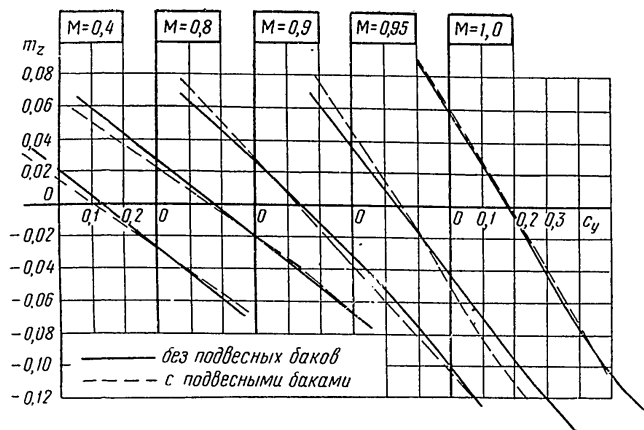
модели самолета при максимальном отклонении обоих элеронов ($\delta_{э.лев} = +18^\circ$; $\delta_{э.пр} = -18^\circ$).

$\bar{x}_T = 21\% \text{ CAX}$; $\bar{y}_T = 0$; $M \approx 0,2$; $Re = 1,73 \cdot 10^6$.



Фиг. 58. Коэффициент м

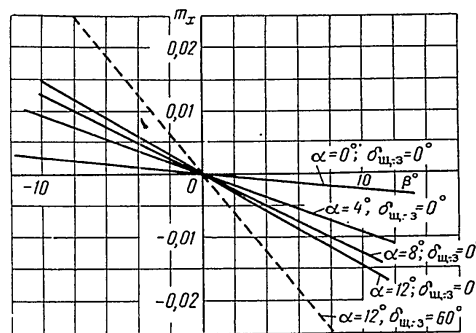
$\bar{x}_T = 21\% \text{ CAX}$; $\bar{y}_T = 0$;
 $\delta_{ш.з} = 0^\circ$; $\delta_{ш.з} = 0^\circ$. Угол по



Фиг. 54. Влияние подвесных баков 2×400 м на продольные моменты самолета.

$$\delta_B = 0^\circ; \delta_{ш.з} = 0^\circ; \varphi_{ст} = -1^\circ 33';$$

$$\bar{x}_T = 21\% \text{ CAX}; \bar{y}_T = 0.$$

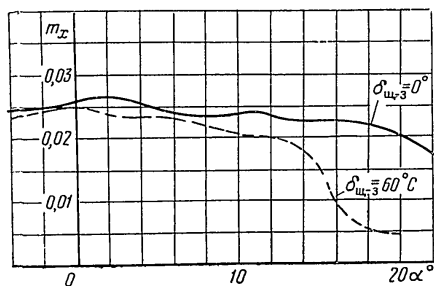


Фиг. 55. Коэффициент момента крена самолета.

Угол поперечного V крыла -3° ; $M \approx 0,2$;

$$Re = 1,81 \cdot 10^6; \bar{x}_T = 21\% \text{ CAX}; \bar{y}_T = 0;$$

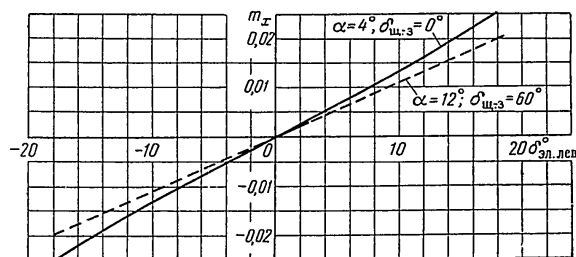
β — угол скольжения.



Фиг. 56. Коэффициент момента крена модели самолета при максимальном отклонении обоих элеронов

($\delta_{э.лев} = +18^\circ$; $\delta_{э.пр} = -18^\circ$).

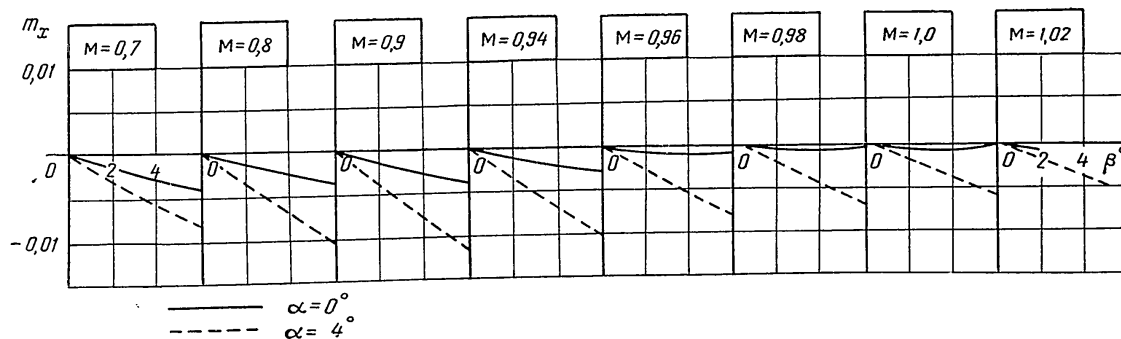
$$\bar{x}_T = 21\% \text{ CAX}; \bar{y}_T = 0; M \approx 0,2; Re = 1,73 \cdot 10^6.$$



Фиг. 57. Коэффициент момента крена модели самолета при отклонении обоих элеронов.

$$\bar{x}_T = 21\% \text{ CAX}; \bar{y}_T = 0; M \approx 0,2;$$

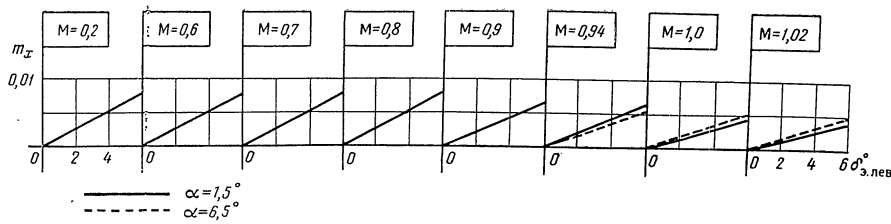
$$Re = 1,73 \cdot 10^6.$$



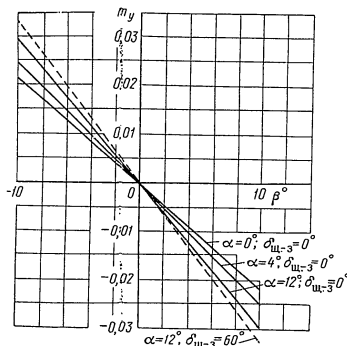
Фиг. 58. Коэффициент момента крена самолета.

$$\bar{x}_T = 21\% \text{ CAX}; \bar{y}_T = 0; \varphi_{ст} = -1^\circ 33';$$

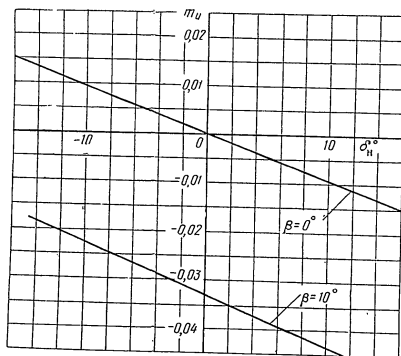
$\delta_{ш} = 0^\circ; \delta_{ш.з} = 0^\circ$. Угол поперечного V крыла -3° .



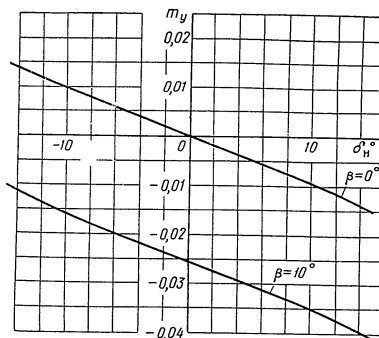
Фиг. 59. Коэффициент момента крена при отклонении элеронов.
 $\bar{x}_r = 21\% \text{ САХ}$; $\bar{y}_r = 0$ (отклонены оба элерона).



Фиг. 60. Коэффициент момента рыскания самолета.
 $\bar{x}_r = 21\% \text{ САХ}$; $\bar{y}_r = 0$; $M \approx 0.2$;
 $Re = 1.81 \cdot 10^6$; α — угол атаки; $\delta_{\text{ш-3}}$ — угол скольжения.



Фиг. 62. Коэффициент момента рыскания самолета.
 $\bar{x}_r = 21\% \text{ САХ}$; $\bar{y}_r = 0$; $M \approx 0.2$;
 $Re = 1.81 \cdot 10^6$; $\alpha = 12^\circ$; $\delta_{\text{ш-3}} = 60^\circ$.



Фиг. 61. Коэффициент момента рыскания самолета.
 $\bar{x}_r = 21\% \text{ САХ}$; $\bar{y}_r = 0$; $M \approx 0.2$;
 $Re = 1.74 \cdot 10^6$; $\alpha = 5^\circ$; $\delta_{\text{ш-3}} = 0^\circ$.

Эти графики также показывают, что самолет сохраняет боковую устойчивость, а элероны и руль поворота — свою эффективность во всем диапазоне углов атаки и отклонений рулей и чисел M .

Работа двигателя при $n = 11560$ об/мин изменяет m_y самолета на следующую величину (по расчету):

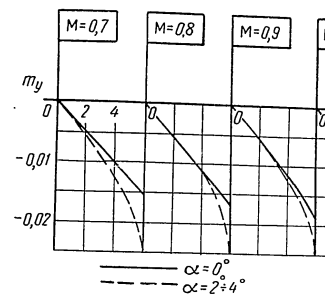
$$\Delta m_{y \text{ дв}} = 0.0290 \frac{\beta^2}{V_s} + 0.203 \cdot 10^{-6} V_s \beta^2,$$

где β — угол скольжения самолета в градусах.

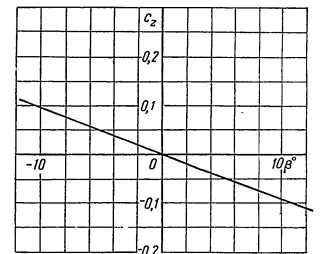
На фиг. 64–65 дан коэффициент боковой силы самолета c_z . Работа двигателя при $n = 11560$ об/мин изменяет c_z самолета на следующую величину (по расчету):

$$\Delta c_{z \text{ дв}} = 0.065 \frac{\beta^2}{V_s} - 0.455 \cdot 10^{-6} V_s \beta^2.$$

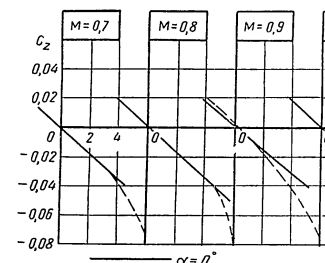
На фиг. 66 приведены кривые, показывающие значения чисел Re крыла модели в скоростной трубе в зависимости от числа M , соответствующие приведенным выше графикам, и для сравнения там же приведены числа Re крыла натурны при V_{max} на высоте 5000 м.



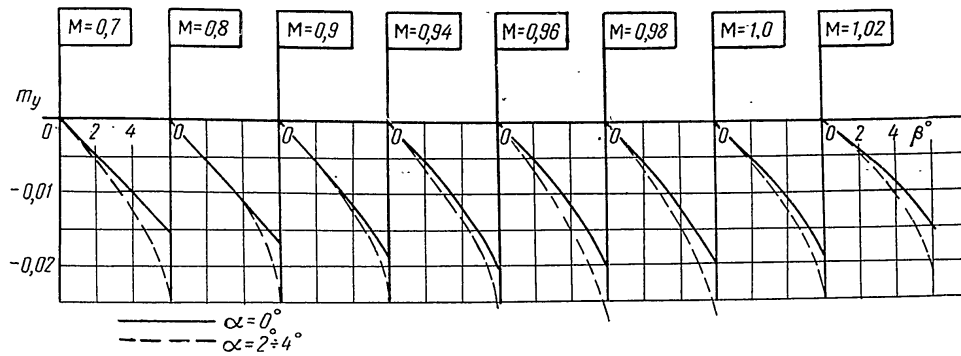
Фиг. 63. Коэффициент момента крена при отклонении элеронов.
 $\bar{x}_r = 21\% \text{ САХ}$; $\bar{y}_r = 0$



Фиг. 64. Коэффициент боковой силы самолета.
 $\delta_{\text{ш-3}} = 0^\circ$; $M \approx 0.2$; $Re = 1.81 \cdot 10^6$; $\alpha \approx 0$;
 $\delta_{\text{ш-3}} = 0^\circ$; β — угол скольжения.

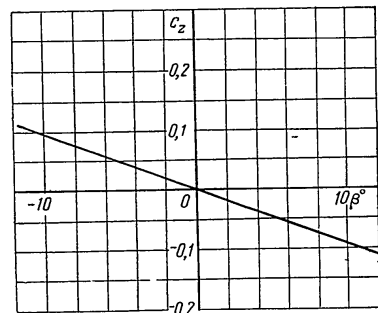


Фиг. 65. Коэффициент боковой силы самолета.
 $\bar{x}_r = 21\% \text{ САХ}$; $\bar{y}_r = 0$



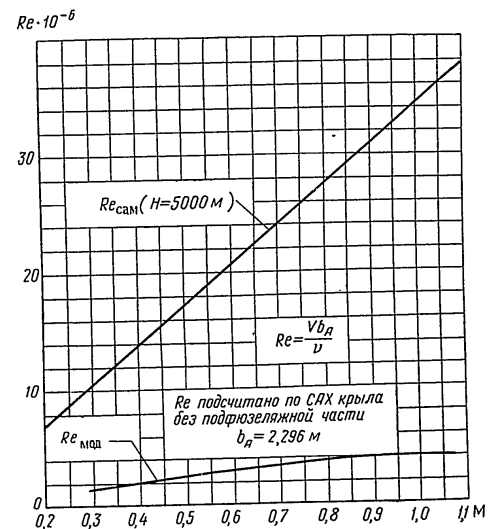
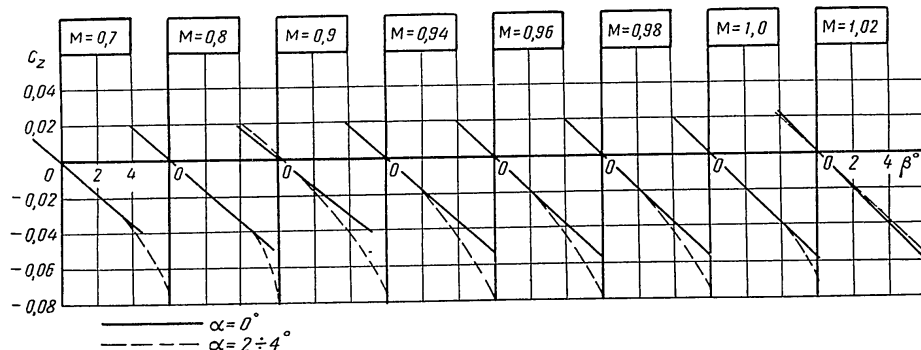
Фиг. 63. Коэффициент момента рысканья самолета.

$\bar{x}_T = 21\% \text{ САХ}$; $\bar{y}_T = 0$; $\varphi_{\text{ст}} = -1^\circ 33'$; $\delta_{\text{ш.-з}} = 0^\circ$;
 β — угол скольжения.



Фиг. 64. Коэффициент боковой силы самолета.

$\delta_{\text{ш.-з}} = 0^\circ$; $M \approx 0.2$; $Re = 1.81 \cdot 10^6$; $\alpha \approx 0 \div 12^\circ$;
 $\delta_H = 0^\circ$; β — угол скольжения.

Фиг. 66. Числа Re для самолета в полете ($H=5000 \text{ м}$) и для модели в скоростной трубе.

Фиг. 65. Коэффициент боковой силы самолета.

$\bar{x}_T = 21\% \text{ САХ}$; $\bar{y}_T = 0$; $\varphi_{\text{ст}} = -1^\circ 33'$; $\delta_{\text{ш.-з}} = 0^\circ$; $\delta_H = 0^\circ$;
 β — угол скольжения.

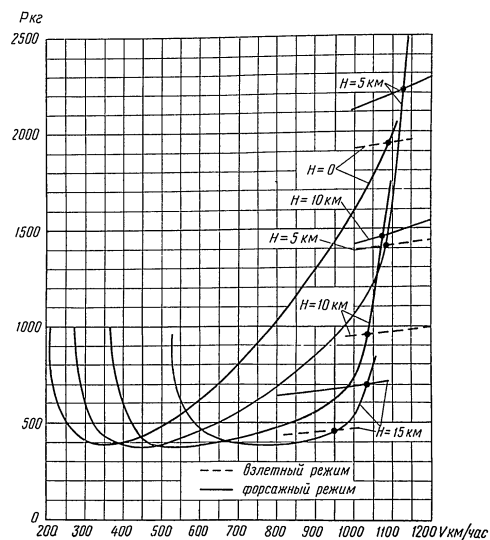
3. ПОТРЕБНЫЕ И РАСПОЛАГАЕМЫЕ ТЯГИ

На фиг. 67 показаны потребные и располагаемые тяги самолета, полученные по аэродинамическому расчету.

$$P_{\text{потр}} = \frac{1}{2} c_x \rho S V^2; \quad P_{\text{расп}} = P_{\text{дв}} - P_{\text{кан}},$$

где $P_{\text{дв}}$ — тяга двигателя при $n = 11560$ об/мин;
 $P_{\text{кан}}$ — потери тяги двигателя во входном и выходном каналах (см. фиг. 70).

Минимальная тяга, потребная для горизонтального полета, на всех высотах равна 380—390 кг.

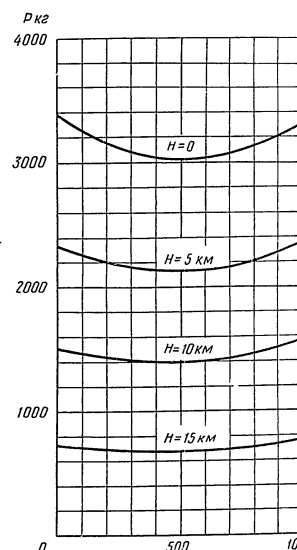


Фиг. 67. Расчетные располагаемые и потребные тяги самолета.
 $G_0 = 5110$ кг; $G_5 = 5030$ кг; $G_{10} = 4935$ кг; $G_{15} = 4790$ кг.

ХАРАКТЕРИСТИКИ

На фиг. 68—79 и в табл. 14 приведены характеристики реактивного двигателя ВК-1Ф с форсажной камерой (принятая в аэродинамическом расчете), а также числа оборотов в минуту, полученные в полете.

Максимальная тяга на самолете



Фиг. 68. Тяга двигателя ВК-1Ф с форсажной камерой (принятая в аэродинамическом расчете). $n = 11560$ об/мин.

ГИ

ля при $n = 11560$ об/мин;
двигателя во входном и
налах (см. фиг. 70).
отребная для горизонталь-
ысотах равна 380—390 кг.

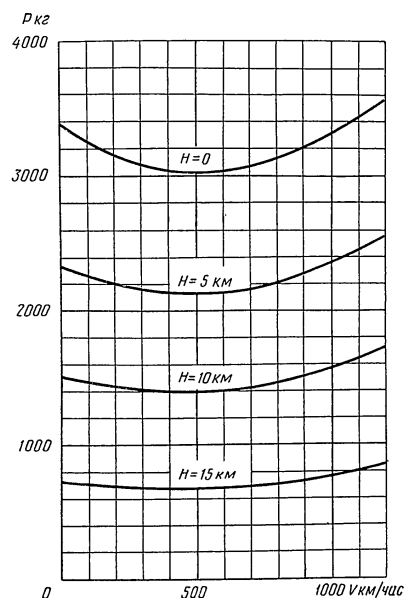
ГЛАВА VI

ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВИГАТЕЛЯ
И РАСХОДЫ ТОПЛИВА

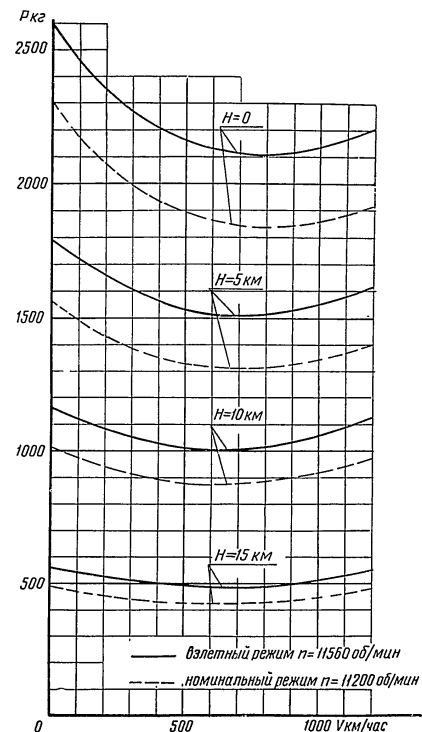
На фиг. 68—79 и в табл. 14 приведены характеристики реактивного двигателя ВК-1Ф, принятые ОКБ завода № 155 для аэродинамических расчетов, а также числа оборотов и расходы топлива, полученные в полете.

Максимальная тяга на самолете достигается

у земли при $V=0$ и равна на взлетном режиме ($n = 11560$ об/мин) 2600 кг и на форсажном режиме — 3380 кг.



Фиг. 68. Тяга двигателя ВК-1Ф с включенной форсажной камерой (принятая в аэродинамическом расчете). $n = 11560$ об/мин.



Фиг. 69. Тяга двигателя ВК-1Ф (принятая в аэродинамическом расчете).

Таблица 14

Характеристика двигателя ВК-1Ф (в стандартных условиях) по техническим условиям на поставку

Режим работы двигателя	Число оборотов в мин.	Тяга на стенде в кг	Часовой расход топлива на стенде в кг/час	Удельный расход топлива на стенде в кг/кг тяги час	Допустимое время работы в мин.	Расчетный расход воздуха при $V=0$ и $H=0$ в кг/сек
Форсажный с дожиганием	11560 ± 40 -20	3380_{-68}	6080—6760	1,8—2,0	*	51
Боевой взлетный	11560 ± 40 -20	2600_{-52}	2990	1,15	**	51
Номинальный	11200	2300_{-46}	2580	1,12	60	49,5
Крейсерский	10870	2080_{-42}	2250	1,08	не ограничен	48
Малый газ на стоянке	2500 ± 100	не более 80	не более 450	—	10	—

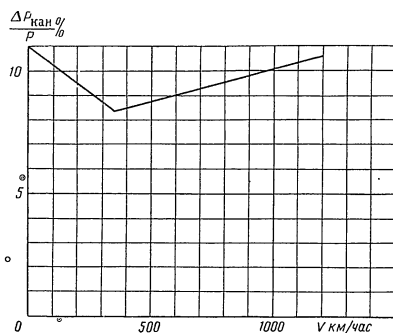
Дополнительный расход воздуха через канал для обдува двигателя при $H=0$ и $V_{\max}$ до 2,5—3,0 кг/сек.

* Время работы двигателя на форсажном режиме см. в „Инструкции по эксплуатации двигателя ВК-1Ф“.

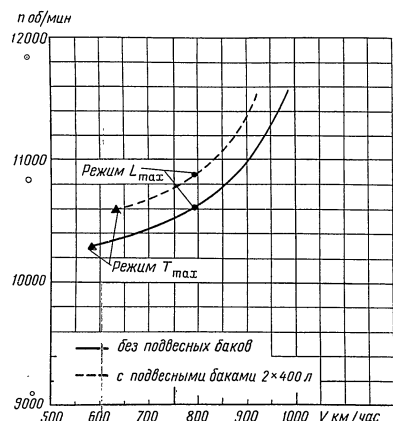
** 5 мин. на высоте менее (и равной) 10 000 м (в горизонтальном полете);

10 мин. на высоте более 10 000 м;

10 мин. при наборе высоты на всех высотах.



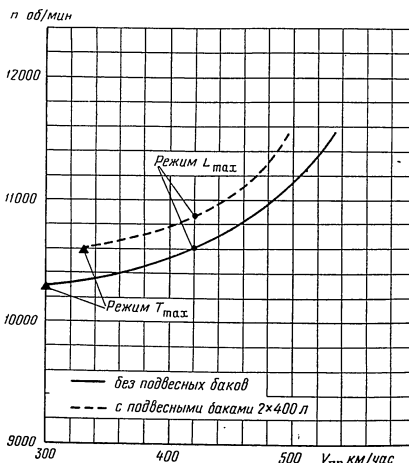
Фиг. 70. Потери тяги в канале двигателя.

Фиг. 71. Число оборотов двигателя при горизонтальном полете по испытаниям на дальность на высоте $H=12$ км (скорость истинная).

Тяга резко падает с высотой и равна, например, на высоте 10 000 м при скорости полета 900—1000 км/час — 1500—1600 кг на форсажном режиме и 1030—1050 кг на взлетном режиме ($n=11560$ об/мин).

При постоянной высоте тяга на взлетном режиме до скорости $V=500 \div 700$ км/час понижается, а затем начинает плавно нарастать; на форсажном режиме возрастание тяги начинается с $V=500 \div 600$ км/час.

Тяга резко падает с уменьшением числа оборотов двигателя. Минимальная тяга двигателя не более 80 кг при $n=2500$ об/мин у земли. С высотой минимальное число оборотов двигателя заметно повышается.

Фиг. 72. Число оборотов двигателя при горизонтальном полете по испытаниям на дальность на высоте $H=12$ км (скорость приборная).

Из графика, приведенного на фиг. 70, что в канале самолета МиГ-17П д. теряет 9—10% тяги при $n=11560$ об/мин.

На фиг. 71—72 приведены числа оборотов двигателя в зависимости от скорости и высоты полета без подвесных баков и с подвесными баками 2×400 л по результатам испытаний на дальность.

Часовые расходы топлива двигателя на фиг. 73—74 резко изменяются в зависимости от скорости полета и числа оборотов (уменьшаются с увеличением скорости полета, а также с уменьшением числа оборотов).

Удельные расходы топлива при постоянных оборотах (см. фиг. 76) также уменьшаются с увеличением скорости и при уменьшении высоты полета.

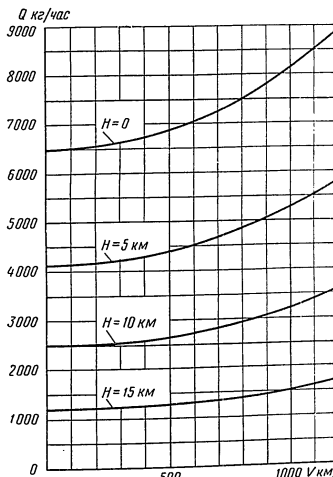
Начиная с высот, больших 11 000 м, удельный расход топлива остается постоянным.

На фиг. 77 приведены удельные дроссельные расходы топлива при горизонтальном полете в зависимости от скорости и высоты полета по материалам летных испытаний с МиГ-17.

Минимальный удельный расход топлива на стоянке достигается при $n=10250$ и равен $C_{d \min}=1,075$ кг/кг тяги час.

Минимальный удельный расход топлива при горизонтальном полете на дроссельном режиме получается на высоте 12 000 м при $V=830$ км/час ($V_{\text{пр}}=440$ км/час) и может быть еще уменьшен на большей высоте (по материалам испытаний самолета МиГ-17).

Максимальный удельный расход топлива достигается на дроссельном режиме (исключая режим



Фиг. 73. Часовые расходы топлива двигателя ВК-1Ф на форсажном режиме (принятые в аэродинамическом расчете).

Таблица 14
оставкуРасчетный
расход воздуха
при $V=0$ и $H=0$
в кг/сек

51

51

49,5

48

—

кг/сек.
К-1Ф.равна, напри-
рости полета
на форсажном
тном режимевзлетном ре-
км/час пони-
нарастать; на
ги начинаетсям числа обо-
ага двигателя
и у земли. С
тов двигателя

Из графика, приведенного на фиг. 70, видно, что в канале самолета МиГ-17П двигатель теряет 9—10% тяги при $n = 11560$ об/мин.

На фиг. 71—72 приведены числа оборотов двигателя в зависимости от скорости и высоты горизонтального полета без подвесных баков и с подвесными баками 2×400 л по результатам испытаний на дальность.

Часовые расходы топлива двигателя (см. фиг. 73—74) резко изменяются в зависимости от высоты и скорости полета и числа оборотов двигателя (уменьшаются с увеличением высоты и уменьшением скорости полета, а также с уменьшением числа оборотов).

Удельные расходы топлива при постоянных оборотах (см. фиг. 76) также уменьшаются при увеличении высоты и при уменьшении скорости полета.

Начиная с высот, больших 11 000 м, удельный расход топлива остается постоянным.

На фиг. 77 приведены удельные дроссельные расходы топлива при горизонтальном полете в зависимости от скорости и высоты полета (расчет по материалам летных испытаний самолета МиГ-17).

Минимальный удельный расход топлива у земли на стоянке достигается при $n = 10250$ об/мин и равен $C_{e \text{ min}} = 1,075$ кг/кг тяги час.

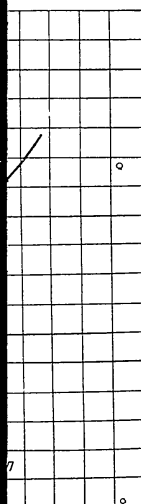
Минимальный удельный расход топлива в горизонтальном полете на дроссельном режиме получается на высоте 12 000 м при $V = 830$ км/час ($V_{пр} = 440$ км/час) и может быть еще несколько меньшим на большей высоте (по материалам расчета самолета МиГ-17).

Максимальный удельный расход топлива на дроссельном режиме (исключая режим малого

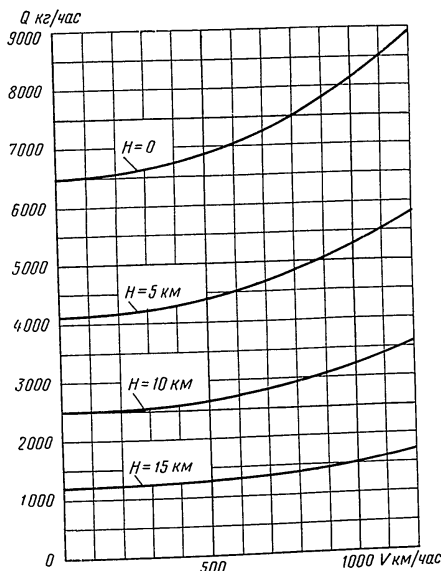
газа) получается в горизонтальном полете у земли на скоростях 300—400 км/час.

При постоянных оборотах максимальные удельные расходы топлива на взлетном режиме получаются на скоростях 1000—1200 км/час у земли.

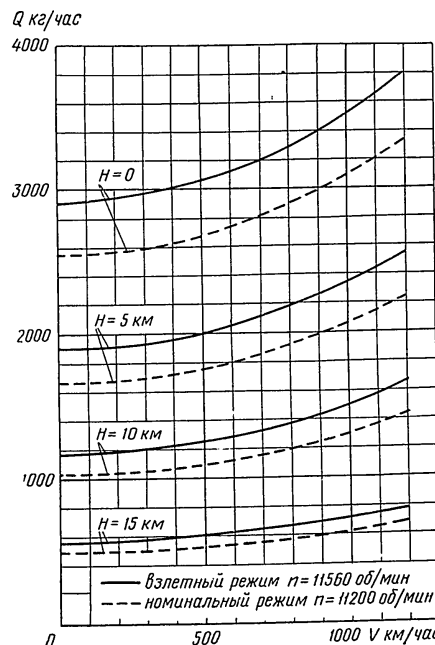
На фиг. 78 показано изменение часовых и удельных расходов топлива, отнесенных к соответствующим расходам топлива на номинальном режиме при $n = 11200$ об/мин, в зависимости от тяги двигателя, отнесенной к тяге на номинальном режиме. Этот график приближенно действителен



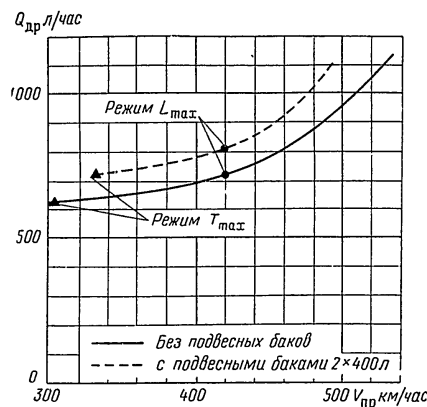
горизонтальном
высоте $H=12$ км



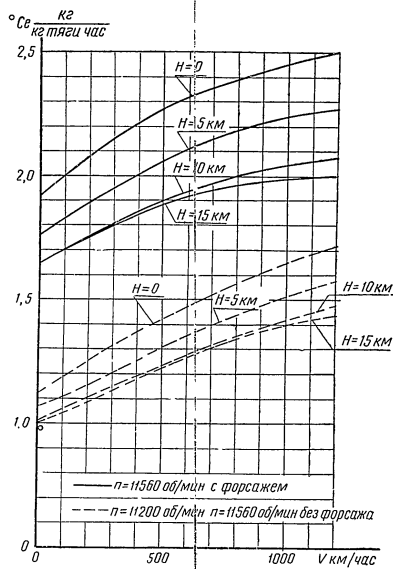
Фиг. 73. Часовые расходы топлива двигателя ВК-1Ф на форсажном режиме (принятые в аэродинамическом расчете).



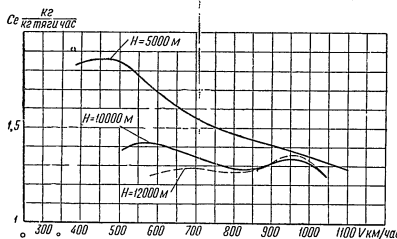
Фиг. 74. Часовые расходы топлива двигателя ВК-1Ф (принятые в аэродинамическом расчете).



Фиг. 75. Дроссельные часовые расходы топлива при горизонтальном полете на высоте $H=12$ км (скорость приборная).



Фиг. 76. Удельные расходы двигателя ВК-1Ф (принятые в аэродинамическом расчете).

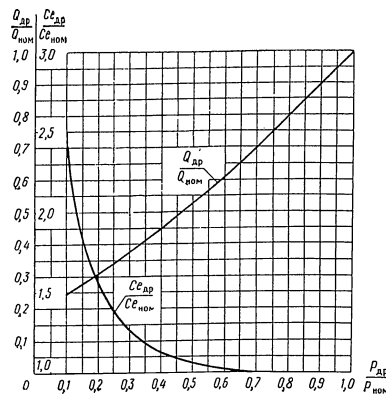


Фиг. 77. Удельные дроссельные расходы топлива при горизонтальном полете без подвесных баков (по расчету самолета МиГ-17).

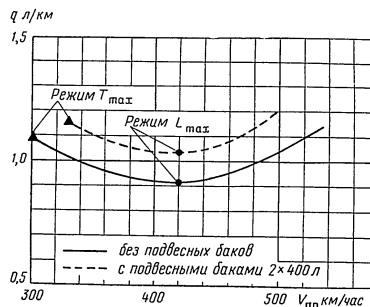
для всех высот полета. График используется для определения расходов топлива двигателя, установленного на самолете, при расчете дальности полета самолета до летных испытаний его.

Для определения расхода топлива при заданной скорости и высоте полета вычисляется потребная тяга; к ней добавляются потери тяги в канале двигателя, и эта сумма дает дроссельную тягу двигателя. Относя эту тягу к номинальной тяге (при $n = 11200$ об/мин) на той же скорости и высоте, получаем относительную тягу $\frac{P_{др}}{P_{ном}}$;

по ней с фиг. 78 снимаем отношение $\frac{Q_{др}}{Q_{ном}}$ и, умножив его на номинальный расход на тех же



Фиг. 78. Относительные дроссельные расходы топлива двигателя ВК-1Ф.



Фиг. 79. Километровые расходы топлива на горизонтальном участке полета на высоте $H = 12$ км (по государственным испытаниям).

V и H , получаем искомым дроссельный расход топлива.

Пример. $H = 10000$ м; $V = 750$ км/час ($V_{пр} = 454$ км/час); $G = 4935$ кг (без подвесных баков). Из аэродинамического расчета (см. фиг. 67)

$$P_{потр} = 440 \text{ кг; по фиг. 70 } \frac{\Delta P_{кан}}{P} = 0,094;$$

$$\text{отсюда } P_{др. дрос} = \frac{P_{потр}}{1 - \frac{\Delta P_{кан}}{P}} = \frac{440}{1 - 0,094} = 486 \text{ кг.}$$

По фиг. 69 $P_{ном} = 880$ кг; отсюда

$$\frac{P_{др}}{P_{ном}} = \frac{486}{880} = 0,552.$$

По фиг. 78 $\frac{Q_{др}}{Q_{ном}} = 0,575$ и по фиг. 74 $Q_{ном} = 1170$ кг/час.

Окончательно получим $Q_{др} = 1170 \cdot 0,575 = 673$ кг/час.

ГЛАВА

ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВЫЕ СОСТОЯНИЯ САМОЛЕТОВ

Ниже приведены весовые и центровочные данные различных вариантов загрузки самолета МиГ-17П с двигателем ВК-1Ф.

В табл. 15 дана сводка вариантов центровок самолета.

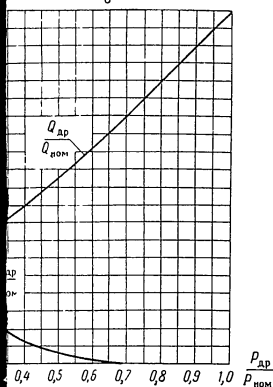
В табл. 16 приведен вес крупных отъемных частей и некоторых агрегатов.

В табл. 17 приведена весовая сводка нормальной нагрузки и оборудования самолета.

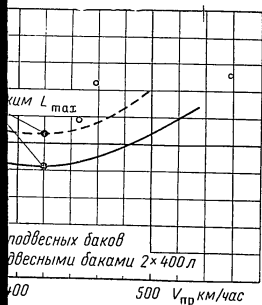
На фиг. 80 показано расположение САХ с указанием положения центровочных осей x и y , относительно которых производится замер расстояний от рассматриваемого агрегата. Начало

Сводка вариантов центровок

№ варианта	Наименование	Вес пустого самолета в кг	На топливо $\tau = 0,8$			
			Бак № 1 емкостью 1245 л	Бак № 2 емкостью 165 л	Подвесные баки емкостью 2х400 л	На топливо $\tau = 0,8$
I—II	Самолет с нормальной нагрузкой	4151	1035	135	—	—
III—IV	Самолет перед посадкой без патронов, но с 10%-ным остатком топлива	4151	117	—	—	—
V—VI	Предельно-передняя центровка	4151	755	—	—	—
VII—VIII	Предельно-задняя центровка	4151	—	—	—	—
IX—X	Самолет с подвесными баками 2х400 л	4151	1035	135	664	—



дельные дроссельные расходы
а двигателя ВК-1Ф.



дельные дроссельные расходы
а двигателя ВК-1Ф.

искомый дроссельный расход

$V = 750 \text{ км/час}$ ($V_{пр} = 454 \text{ км/час}$);
ных баков).

о расчета (см. фиг. 67)

по фиг. 70 $\frac{\Delta P_{кан}}{P} = 0,094$;

$\frac{\Delta P_{кан}}{P} = \frac{440}{1-0,094} = 486 \text{ кг.}$

0 кг; отсюда

$= \frac{486}{880} = 0,552$.

575 и по фиг. 74 $Q_{ном} = 1170 \text{ кг/час.}$

и $Q_{др} = 1170 \cdot 0,575 = 673 \text{ кг/час.}$

ГЛАВА VII

ВЕСОВЫЕ И ЦЕНТРОВОЧНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Ниже приведены весовые и центровочные дан-
ные различных вариантов загрузки самолета
МиГ-17П с двигателем ВК-1Ф.

В табл. 15 дана сводка вариантов центровок
самолета.

В табл. 16 приведен вес крупных отъемных ча-
стей и некоторых агрегатов.

В табл. 17 приведена весовая сводка нормаль-
ной нагрузки и оборудования самолета.

На фиг. 80 показано расположение САХ
с указанием положения центровочных осей x
и y , относительно которых производится замер
расстояний от рассматриваемого агрегата. Начало

координат расположено на оси симметрии само-
лета позади шпангоута № 13 фюзеляжа, на рас-
стоянии 55 мм от него (принято условно при рас-
четах).

Примечание. Ось шпангоута № 13 и ось главной
балки крыла совпадают.

Расстояния x и y при расположении центра
тяжести агрегата позади и выше начала коорди-
нат имеют знак плюс (+).

Центровка самолета в табл. 15 и на фиг. 81 и
82 дана в % САХ крыла — относительно носка
САХ.

Таблица 15

Сводка вариантов центровок самолета МиГ-17П

№ варианта	Наименование	Вес пустого самолета в кг		Нагрузка в кг							Вес самолета в кг	Центровка х _г по про- дольной оси в % САХ		Центровка по верти- кальной оси в мм		
				Топливо γ = 0,83				Подвесные баки Летчик с пара- шютом	Патроны	Масло		Полная нагрузка	Шасси выпущено	Шасси убрано	Шасси выпущено	Шасси убрано
				Бак № 1 ем- костью 1245 л	Бак № 2 ем- костью 165 л	Подвесные баки емкостью 2х400 л	Всего									
I—II	Самолет с нормальной на- грузкой	4151	1035	135	—	1170	—	100	123	6	1399	5550	21,4	20,2	— 2	29
III—IV	Самолет перед посадкой без патронов, но с 10%-ным ос- татком топлива	4151	117	—	—	117	—	100	—	6	223	4374	28,5	27,1	2	42
V—VI	Предельно-передняя цент- ровка	4151	755	—	—	755	—	100	123	6	984	5135	21,1	19,8	—19	14
VII—VIII	Предельно-задняя центровка	4151	—	—	—	—	—	100	—	6	106	4257	29,6	28,1	+17	58
Перегрузочный вариант																
IX—X	Самолет с подвесными ба- ками 2х400 л	4151	1035	135	664	1834	66	100	123	6	2129	6280	22,7	21,7	—60	—33

Таблица 16

Вес отъемных частей самолета и агрегатов, входящих в отъемные части

1	Носовая часть фюзеляжа с управлением, оборудованием, вооружением, фонарем, передней ногой шасси, топливным баком и рамой двигателя (без двигателя)	1558,5 кг
2	Двигатель ВК-1Ф с форсажной камерой и с агрегатами, находящимися на нем	1043,5 "
3	Хвостовая часть фюзеляжа с оперением, управлением, оборудованием и топливным баком	606,0 "
4	Отъемы крыла с управлением, оборудованием и шасси (два)	935,0 "
5	Головная часть фюзеляжа (конструкция)	419,0 "
6	Фонарь с козырьком и бронестеклом	61,8 "
7	Хвостовая часть фюзеляжа	280,0 "
8	Крыло с болтами и зажимами (2 отъема)	612,0 "
9	Стабилизатор с центральным баланси-ром	56,8 "
10	Рули высоты с балансирами (2 шт.)	18,9 "
11	Киль нижний с управлением	64,3 "
12	Киль верхний	15,4 "
13	Руль поворота с балансирами	22,0 "
14	Передняя стойка шасси с механизмом подъема	37,5 "
15	Переднее колесо 480×200	14,0 "
16	Основные стойки шасси с механизмом подъема (2 шт.)	101,0 "
17	Основные колеса КТ-28 (2 шт.)	102,0 "
18	Двигатель ВК-1Ф с форсажной камерой	995,0 "
19	Рама крепления двигателя	17,0 "
20	Топливный бак № 1 с клапаном отрицательных перегрузок	61,1 "
21	Топливный бак № 2 с насосом ПЦР-1	24,7 "

Таблица 17

Весовая сводка и центровка нормальной нагрузки и оборудования

Наименование	х м	Р кг	у м
Нормальная нагрузка	-0,78	1399	-0,04
Летчик с парашютом	-2,10	100	0,35
Патроны НР-23, 100 шт.	-2,68	41	-0,43
Патроны НР-23, 100 шт.	-2,44	41	-0,48
Патроны НР-23, 100 шт.	-2,21	41	-0,50
Топливо в баке № 1	-0,81	1035	0
Топливо в баке № 2	1,83	135	-0,20
Масло в системе	1,20	6	0
Сиденье летчика	-1,86	35,0	0,20
Сиденье летчика без бронезаго-ловника	-1,92	24,0	0,12
Направляющие рельсы сиденья	-1,81	3,5	0,26
Пиромеханизм	-1,77	7,5	0,35
Аэронавигационное оборудова-ние	-2,17	23,0	0,39

Наименование	х м	Р кг	у м
Электрооборудование	0,57	178,0	0,29
Генератор ГСР-6000	0,38	18,0	0,46
Аккумулятор с контейнером	4,36	31,7	0,83
Пусковая панель	0,14	9,9	-0,56
ДГМК-3	4,23	8,0	0,87
Прочее	—	110,4	—
Радио и радиолокационное обо-рудование	-2,68	340,0	0,01
РСИУ-3	-2,64	47,0	0,43
СРО	-2,94	17,0	—
АРК-5	-1,64	45,0	0,33
РВ-2	-1,44	18,0	-0,28
МРП-48	0,60	5,0	-0,40
„Изумруд“	-3,06	208,0	0,03
Кислородное оборудование	-2,90	21,0	0
Кислородный баллон 2×2 л	-3,57	5,80	0,38
Кислородный баллон 1×2 л	-3,37	2,90	-0,42
Кислородный баллон 1×2 л	-2,93	2,90	-0,24
Прочее	—	9,40	—
Питание герметической кабины	-1,13	15,0	0,20
Двигательная установка	1,26	1169,0	-0,01
Двигатель ВК-1Ф с камерой	1,45	995,0	0
Рама крепления двигателя	0,34	17,0	0,15
Топливный бак № 1 емкостью 1245 л с креплением	-0,83	40,5	0
Топливный бак № 2 емкостью 2×82,5 л с креплением	1,83	20,9	-0,20
Клапан отрицательных перегрузок с насосом	-0,68	20,6	-0,55
Насос ПЦР-1 с креплением	1,71	3,8	-0,59
Огнетушители с проводкой и ки-слотой	0,18	15,0	-0,17
Прочее	—	56,2	—
Вооружение	-2,57	209,0	-0,47
Пушка НР-23 (передняя)	-2,90	39,0	-0,50
Патронный ящик	-2,69	5,7	-0,44
Пушка НР-23 (средняя)	-2,61	39,0	-0,58
Патронный ящик	-2,45	4,9	-0,45
Пушка НР-23 (задняя)	-2,33	39,0	-0,58
Патронный ящик	-2,21	5,0	-0,47
Лафет с крышкой	-2,24	26,7	-0,60
Механизм подъема лафета	-2,80	9,8	-0,36
Прицел АСП-3НМ и агрегаты к прицелу	-2,28	10,1	0,59
Прочее	—	29,8	—
Бронирование	-2,65	72,0	0,24
Броня перед летчиком δ=10 мм	-3,08	32,2	-0,27
Бронестекло с рамкой δ=64 мм	-2,92	16,8	0,78
Бронезащитник δ=16 мм	-1,90	8,2	0,70
Бронеспинка δ=16 мм	-1,85	14,4	0,46
Разное	—	0,4	—

При изменении загрузки пересчет продольной центровки производится по формулам:

а) при добавлении груза

$$x_{A_2} = \frac{(x_A G) + P(x + 0,556)}{G + P};$$

б) при снятии груза

$$x_{A_2} = \frac{(x_A G) - P(x + 0,556)}{G - P};$$

в) при перемещении груза

$$x_A = \frac{(x_A G) - P(x_1 + 0,556) + P(x_2 + 0,556)}{G} = \frac{(x_A G) + P(x_2 - x_1)}{G}$$

или

$$x_{A_2} = x_{A_1} + \frac{P}{G} (x_2 - x_1).$$

При изменении загрузки пересчет центра тяжести по высоте производится по формулам:

а) при добавлении груза

$$y_{A_2} = \frac{(y_A G) + P(y + 0,092)}{G + P};$$

б) при снятии груза

$$y_{A_2} = \frac{(y_A G) - P(y + 0,092)}{G - P};$$

в) при перемещении груза

$$y_{A_2} = y_{A_1} + \frac{P}{G} (y_2 - y_1).$$

Здесь G — вес самолета в рассматриваемом варианте загрузки;

x_A — расстояние от центра тяжести самолета до носка САХ в м;

$$x_A = \frac{\bar{x}_T b_A}{100};$$

y_A — расстояние от центра тяжести самолета по вертикали до САХ в м;

$\bar{x}_T$ — центровка в % САХ и y_A берутся из табл. 17;

P — вес агрегата в кг;

x, y — расстояние от начала координат центра тяжести агрегата в м;

x_1, x_2, y_1, y_2 — расстояние от начала координат x, y до центра тяжести агрегата при старом и новом положении в м;

0,556 м — расстояние от носка САХ до начала координат по оси x ;

0,092 м — расстояние по вертикали от САХ до оси y .

Значения P, x, y агрегатов приведены в табл. 17.

наименование	x м	P кг	y м
определение	0,57	178,0	0,29
Р-6000	0,38	18,0	0,46
с контейнером	4,36	31,7	0,83
ель	0,14	9,9	-0,56
.	4,23	8,0	0,87
.	—	110,4	—
окационное обо-	-2,68	340,0	0,01
.	-2,64	47,0	0,43
.	-2,94	17,0	—
.	-1,64	45,0	0,33
.	-1,44	18,0	-0,28
.	0,60	5,0	-0,40
.	-3,06	208,0	0,03
оборудование	-2,90	21,0	0
аллон 2 × 2 л	-3,57	5,80	0,38
аллон 1 × 2 л	-3,37	2,90	-0,42
аллон 1 × 2 л	-2,93	2,90	-0,24
.	—	9,40	—
ической кабины	-1,13	15,0	0,20
станок	1,26	1169,0	-0,01
Ф с камерой	1,45	995,0	0
двигателя	0,34	17,0	0,15
№ 1 емкостью	-0,83	40,5	0
№ 2 емкостью	1,82	20,9	-0,20
енных перегру-	-0,68	20,6	-0,55
крепленном	1,71	3,8	-0,59
проводкой и ки-	0,18	15,0	-0,17
.	—	56,2	—
.	-2,57	209,0	-0,47
средняя)	-2,90	39,0	-0,50
.	-2,69	5,7	-0,44
средняя)	-2,61	39,0	-0,58
.	-2,45	4,9	-0,45
адия)	-2,33	39,0	-0,58
.	-2,21	5,0	-0,47
ой	-2,24	26,7	-0,60
лафета	-2,80	9,8	-0,36
М и агрегаты	-2,28	10,1	0,59
.	—	29,8	—
.	-2,65	72,0	0,24
чиком $\bar{v}=10$ мм	-3,08	32,2	-0,27
амкой $\bar{v}=64$ мм	-2,92	16,8	0,78
с $\bar{v}=16$ мм	-1,90	8,2	0,70
16 мм	-1,85	14,4	0,46
.	—	0,4	—

При изменении загрузки пересчет продольной центровки производится по формулам:

а) при добавлении груза

$$x_{A_2} = \frac{(x_A G) + P(x + 0,556)}{G + P};$$

б) при снятии груза

$$x_{A_2} = \frac{(x_A G) - P(x + 0,556)}{G - P};$$

в) при перемещении груза

$$x_A = \frac{(x_A G) - P(x_1 + 0,556) + P(x_2 + 0,556)}{G} = \frac{(x_A G) + P(x_2 - x_1)}{G}$$

или

$$x_{A_2} = x_{A_1} + \frac{P}{G} (x_2 - x_1).$$

При изменении загрузки пересчет центра тяжести по высоте производится по формулам:

а) при добавлении груза

$$y_{A_2} = \frac{(y_A G) + P(y + 0,092)}{G + P};$$

б) при снятии груза

$$y_{A_2} = \frac{(y_A G) - P(y + 0,092)}{G - P};$$

в) при перемещении груза

$$y_{A_2} = y_{A_1} + \frac{P}{G} (y_2 - y_1).$$

Здесь G — вес самолета в рассматриваемом варианте загрузки;

x_A — расстояние от центра тяжести самолета до носка САХ в м,

$$x_A = \frac{\bar{x}_T b_A}{100};$$

y_A — расстояние от центра тяжести самолета по вертикали до САХ в м;

x_T — центровка в % САХ и y_A берутся из табл. 17;

P — вес агрегата в кг;

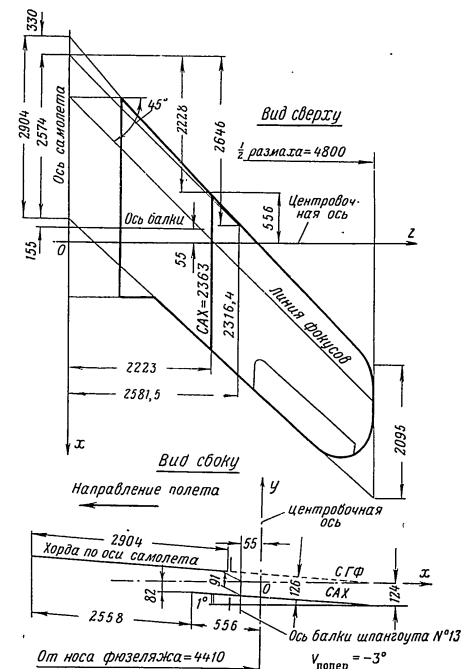
x, y — расстояние от начала координат до центра тяжести агрегата в м;

x_1, x_2, y_1, y_2 — расстояние от начала координат до центра тяжести агрегата при старом и новом положении в м;

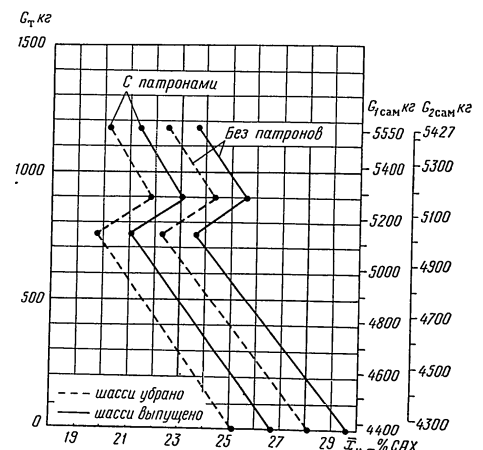
0,556 м — расстояние от носка САХ до начала координат по оси x ;

0,092 м — расстояние по вертикали от САХ до оси x .

Значения P, x, y агрегатов приведены в табл. 17.



Фиг. 80. Расположение САХ (средней аэродинамической хорды крыла).

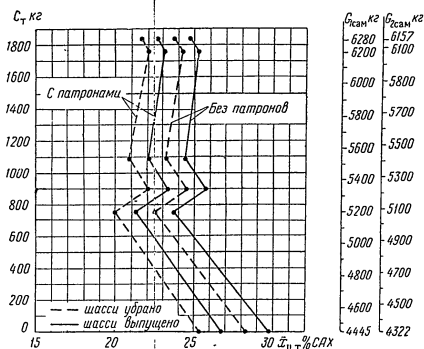


Фиг. 81. Изменение центровки самолета в зависимости от выгорания топлива.

Порядок выработки топлива из баков:

1. Из бака № 1 280 кг
2. Из бака № 2 135 "
3. Из бака № 3 755 "

G_1 — вес самолета с патронами;
 G_2 — вес самолета без патронов.

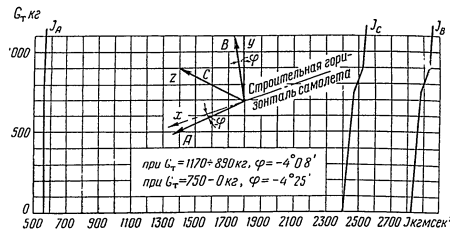


Фиг. 82. Перегрузочный вариант. Изменение центровки самолета с подвесными баками 2X400 л в зависимости от выгорания топлива.

Порядок выработки топлива из баков:

1. Из бака № 1 80 кг
2. Полностью из подвесных баков 664 "
3. Из бака № 1 200 "
4. Полностью из бака № 2 135 "
5. Остаток из бака № 1 755 "

G_1 — вес самолета с патронами;
 G_2 — вес самолета без патронов.



Фиг. 83. Изменение моментов инерции самолета относительно главных осей в зависимости от выгорания топлива (шасси убрано; с патронами).

Примечание. Отсутствие патронов уменьшает моменты инерции J_B и J_C на 60 кг·м·сек².

На фиг. 81—82 изображены кривые изменения центровки самолета в полете, в зависимости от выгорания горючего и расхода патронов, для центровок, приведенных в таблицах.

На фиг. 83 приведены моменты инерции J_A , J_B и J_C самолета без подвесных баков соответственно его главным осям x , y , z .

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ГРАФИКИ ЛЕТНЫХ Х

1. Графики и формулы перевода $V_{пр}$ в V и

Для перевода приборной скорости в истинную скорость полета и число M и наоборот употребляются следующие формулы:

V — истинная скорость самолета,

$$V = \frac{V_i}{\sqrt{\Delta}} = (V_{пр} + \delta V_{инстр} + \delta V_a + \delta V_{зап} + \delta V_{сж} + \delta V_{криз}) \frac{1}{\sqrt{\Delta}};$$

V_i — индикаторная скорость,

$$V_i = V \sqrt{\Delta} = V_{iz} + \delta V_{сж};$$

V_{iz} — земная индикаторная скорость,

$$V_{iz} = V_i - \delta V_{сж} = V_{пр. испр} + (\delta V_a + \delta V_{зап} + \delta V_{криз});$$

$V_{iz\text{ зам}}$ — земная индикаторная скорость без учета поправки на кризис,

$$V_{iz\text{ зам}} = V_{пр. испр} + \delta V_a;$$

$V_{пр. испр}$ — исправленная скорость по прибору,

$$V_{пр. испр} = V_{iz} - (\delta V_a + \delta V_{зап} + \delta V_{криз}) = V_{пр} + \delta V_{инстр},$$

где

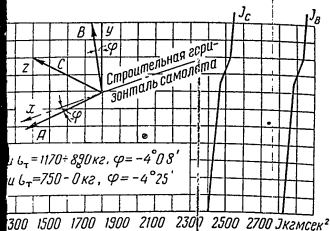
$$V_{пр. испр} = V_{сп};$$

$V_{сп}$ — скорость по самописцу;

$V_{пр}$ — скорость по прибору по широко-стрелке;

$\delta V_{инстр}$ — инструментальная поправка указателя скорости;

δV_a — аэродинамическая поправка, учитывающая месторасположение ПВД на самолете;



е. Отсутствия патронных баков уменьшает моменты инерции J_x на $60 \text{ кг} \cdot \text{м}^2$.

2. Изображены кривые изменения скорости полета в зависимости от расхода топлива и расхода патронов, для приведенных в таблицах.

Приведены моменты инерции J_x , J_y и J_z без подвесных баков соответствующим осям x , y , z .

ПРИЛОЖЕНИЕ 1

ВСПОМОГАТЕЛЬНЫЕ ГРАФИКИ И ФОРМУЛЫ К ОПРЕДЕЛЕНИЮ ЛЕТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

1. Графики и формулы перевода $V_{пр}$ в V и M

Для перевода приборной скорости в истинную скорость полета и число M и наоборот употребляются следующие формулы:

V — истинная скорость самолета,

$$V = \frac{V_i}{\sqrt{\Delta}} = (V_{пр} + \delta V_{инстр} + \delta V_a + \delta V_{зап} + \delta V_{сж} + \delta V_{криз}) \frac{1}{\sqrt{\Delta}};$$

V_i — индикаторная скорость,

$$V_i = V \sqrt{\Delta} = V_{из} + \delta V_{сж};$$

$V_{из}$ — земная индикаторная скорость,

$$V_{из} = V_i - \delta V_{сж} = V_{пр. испр} + (\delta V_a + \delta V_{зап} + \delta V_{криз});$$

$V_{из зам}$ — земная индикаторная скорость без учета поправки на кризис,

$$V_{из зам} = V_{пр. испр} + \delta V_a;$$

$V_{пр. испр}$ — исправленная скорость по прибору,

$$V_{пр. испр} = V_{из} - (\delta V_a + \delta V_{зап} + \delta V_{криз}) = V_{пр} + \delta V_{инстр},$$

где

$$V_{пр. испр} = V_{сп};$$

$V_{сп}$ — скорость по самописцу;

$V_{пр}$ — скорость по прибору по широкой стрелке;

$\delta V_{инстр}$ — инструментальная поправка указателя скорости;

δV_a — аэродинамическая поправка, учитывающая месторасположение ПВД на самолете;

$\delta V_{сж}$ — поправка на сжимаемость воздуха;

$\delta V_{криз}$ — поправка на кризис ПВД,

$$\delta V_{криз} = \bar{\delta V}_{криз} V_{из зам};$$

$\delta V_{зап}$ — поправка на запаздывание показаний прибора;

$$M = \frac{V}{a};$$

a — скорость звука;

$$q = \frac{\rho V^2}{2} \text{ — скоростной напор;}$$

ρ — плотность воздуха;

V — скорость полета.

Формулы связи между $V_{пр}$ и V написаны в общем виде и применимы как для фактических, так и для стандартных условий.

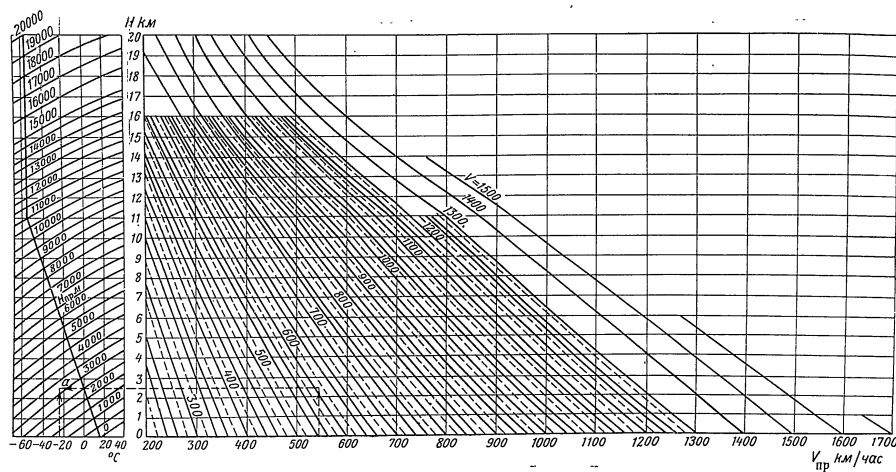
Обозначения скоростей, полученных в полете, записываются с индексом „ф“, а обозначения скоростей, приведенных к условиям стандартной атмосферы, — с индексом „ст“ (например, $V_{ф}$ или $V_{ст}$).

Для упрощения, в настоящем описании у скоростей, приведенных к условиям стандартной атмосферы, индекс „ст“ в обозначениях опущен.

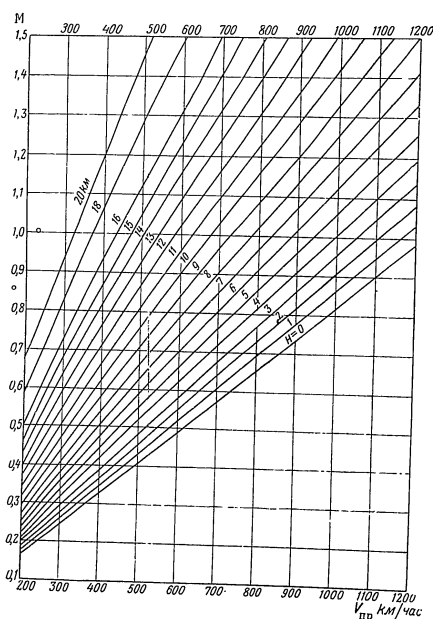
Для каждой высоты полета соотношение между приборной скоростью (по широкой стрелке), числом M и скоростным напором не зависит от изменения температуры наружного воздуха, т. е. при любой температуре определенному значению $V_{пр}$ соответствует одно значение M и q .

Значения поправок $\delta V_{сж}$ и $\delta V_{криз}$, снятые с графиков, вводятся в формулы со своими знаками. Добавление к $V_{пр}$ поправки $\delta V_{сж}$ всегда уменьшает значение V .

* В технической литературе $\delta V_{криз}$ обозначается также $\delta V_{в}$. Индекс „в“ означает „волновое“.



Фиг. 84. График перевода скорости по прибору в истинную и обратно.



Фиг. 85. Скорость полета по прибору в зависимости от числа М и высоты.

Приемник воздушного давления самолета МиГ-17П марки ПД-3А установлен на конце крыла.

В таблицах и графиках настоящего описания принято: $\delta V_{\text{инстр}} = \delta V_{\text{криз}} = 0$, а $\delta V_a = 0 \div 5 \text{ км/час}$ (в зависимости от скорости полета).

Приборы, показывающие высоту, скорость и число М полета, при выполнении полетов с большими вертикальными скоростями, в связи с запаздыванием в передаче статического давления от приемника воздушного давления к приборам, при наборе высоты занижают истинные значения соответствующих величин (H, V и M), а при снижении — завышают эти значения.

Так, на отвесных участках переворотов и пикирований с высоты 14000 м разница между показаниями приборов и фактическими значениями соответствующих величин может достигать:

По числу М 0,08—0,12
По истинной скорости 80—120 км/час
По высоте 800—1000 м

Это несоответствие показаний приборов с фактическими данными следует иметь в виду.

По материалам летных испытаний серийного самолета МиГ-17 установлено, что подвесные баки $2 \times 400 \text{ л}$ практически не изменяют поправки δV_a и $\delta V_{\text{криз}}$.

На фиг. 84 дан график для перевода приборных скоростей в истинные при различных фактических температурах воздуха, построенный в соответствии с приведенными выше формулами, при

$$\delta V_{\text{инстр}} = \delta V_{\text{криз}} = \delta V_a = 0.$$

По этому графику можно найти:
а) истинную скорость V по заданным H и $t_{\text{ф}}$ °C или

б) $V_{\text{пр}}$ по заданным истинной скорости V и $t_{\text{ф}}$ °C.

Стрелки на графике показывают, как им пользоваться.

Например, при заданных $t_{\text{ф}} = -26^\circ\text{C}$, $H = 32$ и $V_{\text{пр}} = 540 \text{ км/час}$ надо найти V; проводим вую вертикальную линию из точки $t_{\text{ф}} = -26$ (на нижней горизонтали левой половины графика) до пересечения ее с заданной высотой H (точка a) и вторую вертикальную линию из точки $V_{\text{пр}} = 540 \text{ км/час}$ (на нижней горизонтали правой половины). Пересечение горизонтальной линии от точки a с вертикальной линией от точки b дает истинную скорость $V = 608 \text{ км/час}$. Таким путем по заданным $t_{\text{ф}} = -10^\circ\text{C}$, $H = 470$ и $V_{\text{пр}} = 540 \text{ км/час}$ получаем $V = 425 \text{ км/час}$.

На фиг. 85 дан аналогичный график для перевода приборных скоростей в числа М. Этот график действителен для полета при любой температуре воздуха.

На фиг. 86 приведен график поправок на сжимаемость воздуха $\delta V_{\text{сж}}$.

2. Расчетные графики поправок к летным характеристикам

На фиг. 87—94 приведены расчетные графики и материалы для оценки влияния температуры и давления воздуха, скорости ветра, числа оборотов двигателя и полетного веса самолета на некоторые летные характеристики самолета.

Эти материалы следует использовать только для относительной или качественной оценки данных самолета.

На фиг. 87 приведена зависимость максимальной приборной скорости от температуры воздуха, замеренной термометром с насадком полного торможения. График применяется для оценки V_{max} и M_{max} по результатам замера температуры воздуха

$$t_{\text{зам}}^\circ\text{C} = t_{\text{ф}}^\circ\text{C} + (273 + t_{\text{ф}}^\circ\text{C}) 0,19 M^2,$$

где $t_{\text{зам}}$ — показание термометра с насадком в полете с установившейся скоростью;

$t_{\text{ф}}$ — фактическая температура воздуха на высоте полета.

Схема установки термометра показана на фиг.

На самолете МиГ-17П термометр устанавливается на фонаре кабины летчика.

Термометры без насадков не применяются, так как их показания зависят от их формы и мест расположения на самолете и получение значения $t_{\text{зам}}$ от $t_{\text{ф}}$ при этом требует специальных испытаний. Обычно применяемые термометры при изменениях температуры медленно изменяют свои показания, поэтому при испытаниях зам

По этому графику можно найти:
а) истинную скорость V по заданным $V_{пр}$, H и $t_{ф}$ °C или

б) $V_{пр}$ по заданным истинной скорости V , H и $t_{ф}$ °C.

Стрелки на графике показывают, как им пользоваться.

Например, при заданных $t_{ф} = -26^{\circ}\text{C}$, $H = 3250 \text{ м}$ и $V_{пр} = 540 \text{ км/час}$ надо найти V ; проводим первую вертикальную линию из точки $t_{ф} = -26^{\circ}\text{C}$ (на нижней горизонтали левой половины графика) до пересечения ее с заданной высотой H (точка a) и вторую вертикальную линию из точки $V_{пр} = 540 \text{ км/час}$ (на нижней горизонтали правой половины). Пересечение горизонтальной линии от точки a с вертикальной линией от точки, соответствующей $V_{пр} = 540 \text{ км/час}$, дает значение истинной скорости $V = 608 \text{ км/час}$. Таким же путем по заданным $t_{ф} = -10^{\circ}\text{C}$, $H = 4700 \text{ м}$ и $V = 540 \text{ км/час}$ получаем $V = 425 \text{ км/час}$.

На фиг. 85 дан аналогичный график для перевода приборных скоростей в числа M . Этот график действителен для полета при любой температуре воздуха.

На фиг. 86 приведен график поправок на сжимаемость воздуха $\delta V_{сж}$.

2. Расчетные графики поправок к летным характеристикам

На фиг. 87—94 приведены расчетные графики и материалы для оценки влияния температуры и давления воздуха, скорости ветра, числа оборотов двигателя и полетного веса самолета на некоторые летные характеристики самолета.

Эти материалы следует использовать только для относительной или качественной оценки летных данных самолета.

На фиг. 87 приведена зависимость максимальной приборной скорости от температуры воздуха, замеренной термометром с насадком полного торможения. График применяется для оценки $V_{мах}$ и $M_{мах}$ по результатам замера температуры воздуха

$$t_{зам}^{\circ}\text{C} = t_{ф}^{\circ}\text{C} + (273 + t_{ф}^{\circ}\text{C}) 0,19 M^2,$$

где $t_{зам}$ — показание термометра с насадком в полете с установившейся скоростью;

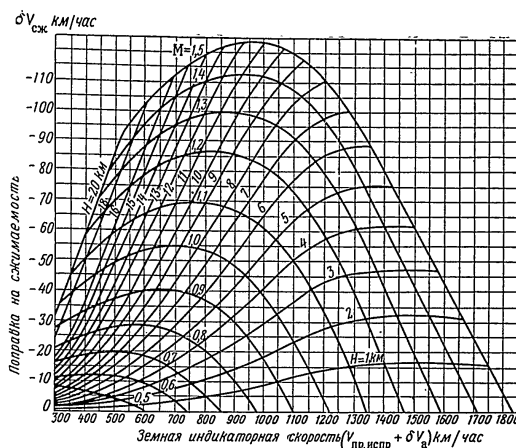
$t_{ф}$ — фактическая температура воздуха на высоте полета.

Схема установки термометра показана на фиг. 88.

На самолете МиГ-17П термометр устанавливается на фонаре кабины летчика.

Термометры без насадков не применяются, так как их показания зависят от их формы и места расположения на самолете и получение зависимости $t_{зам}$ от $t_{ф}$ при этом требует специальных испытаний. Обычно применяемые термометры при изменениях температуры медленно изменяют свои показания, поэтому при испытаниях замер

6—31508

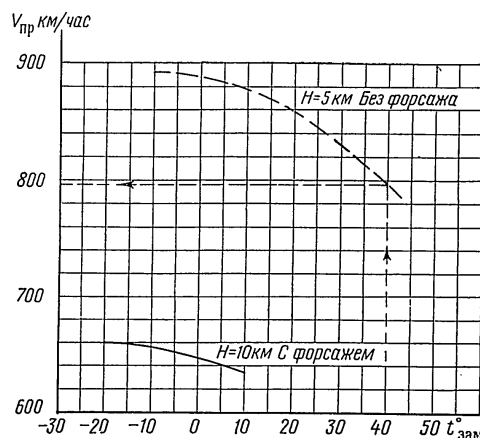


Фиг. 86. График поправок на сжимаемость воздуха к показаниям указателя скорости.

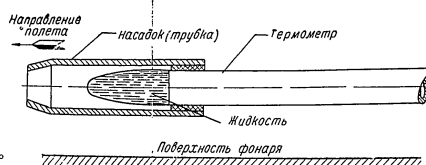
температуры $t_{зам}$ производят после 3 мин. полета на заданной скорости.

Пользование графиком, приведенным на фиг. 87, состоит в следующем. Предположим, что летчик в горизонтальном полете при $n = 11560 \text{ об/мин}$ без форсажа на высоте 5000 м записал показание термометра $t_{зам} = +40^{\circ}\text{C}$ и некоторую скорость по широкой стрелке указателя скорости.

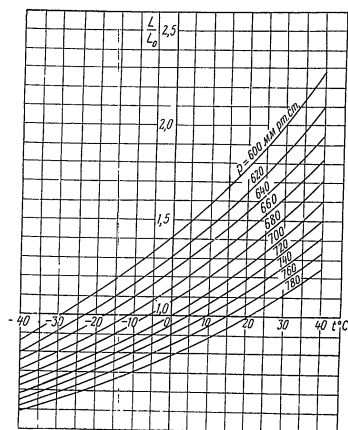
Отложив $t_{зам} = +40^{\circ}\text{C}$ на горизонтальной оси графика, проводим через эту точку вертикальную линию до пересечения с кривой высоты 5000 м, а затем от точки пересечения — горизонтальную линию до вертикальной шкалы скоростей графика.



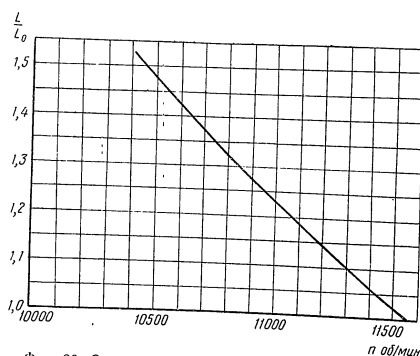
Фиг. 87. Максимальные приборные горизонтальные скорости полета в зависимости от температуры воздуха, замеренной термометром с насадком полного торможения $n = 11560 \text{ об/мин}$ (по расчету).



Фиг. 88. Схема установки термометра.



Фиг. 89. Относительное изменение длины разбега при изменении давления и температуры наружного воздуха.

 L_0 — длина разбега при стандартных условиях.

Фиг. 90. Относительное изменение длины разбега при изменении числа оборотов двигателя.

 L_0 — длина разбега при $n=11560$ об/мин.

Полученное значение скорости $V_{пр}=797$ км/час летчик должен был видеть на указателе скорости в полете.

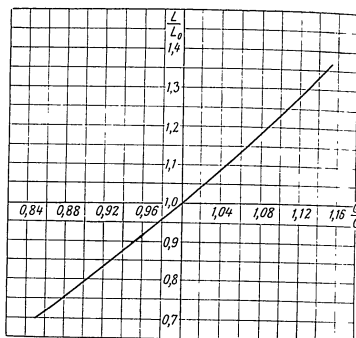
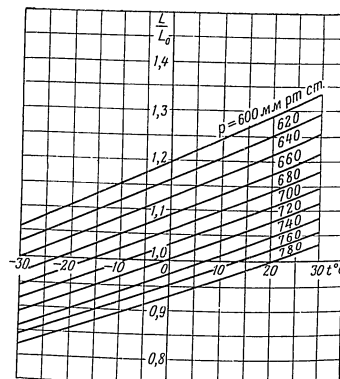
Пользование графиком показано на нем стрелками.

Зависимость длины разбега от температуры и давления воздуха, числа оборотов двигателя и полетного веса самолета приведена на фиг. 89—91.

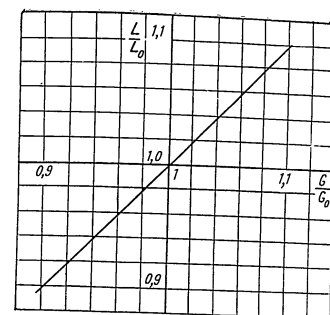
Фиг. 91 действительна также и для определения изменения взлетной дистанции при изменении полетного веса самолета.

На фиг. 92—93 даны зависимости длины пробега от температуры и давления воздуха и полетного веса самолета.

Влияние скорости ветра на длину разбега и пробега самолета показано на фиг. 94.

Фиг. 91. Относительное изменение длины разбега и взлетной дистанции при изменении полетного веса самолета (G_0 и L_0 — исходные, т. е. известные, величины веса самолета и длины разбега или взлетной дистанции).

Фиг. 92. Относительное изменение длины пробега при изменении давления и температуры наружного воздуха.

Фиг. 93. Относительное изменение длины пробега при изменении полетного веса самолета (G_0 и L_0 — исходные, т. е. известные, величины веса и длины пробега).

Для определения по графику, приведенному на фиг. 94, длины разбега (или пробега) при наличии ветра следует определить по величинам скорости ветра w и скорости отрыва $V_{отр}$ (или посадки $V_{пос}$) поправочный коэффициент k_w .

Длина разбега при ветре находится по формуле

$$L_w = L_{w=0} k_w.$$

При расположении аэродрома на высоте H над уровнем моря скорость w предварительно приводится к условиям $H=0$ по формуле $w_0 = w \sqrt{\Delta}$,

где $\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$ — относительная плотность воздуха.

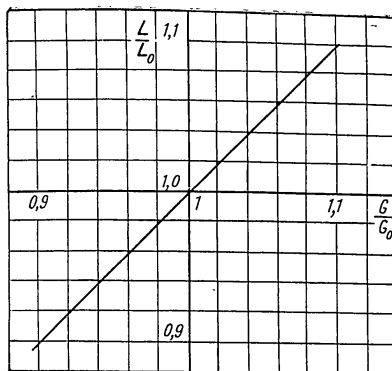
По найденному значению w_0 и скорости отрыва самолета $V_{отр}$ находится коэффициент k_w по графику, приведенному на фиг. 94.

3. Система осей координат и обозначения величин

Приведенные в разд. 4 гл. IV („Управляемость самолета“) и в гл. V („Аэродинамические характеристики самолета“) некоторые специальные величины поясняются схемой системы осей (фиг. 95) и перечнем обозначений.

Приведенная на фиг. 95 так называемая „полусвязанная система осей“ показывает направления и соответствующие им знаки углов, сил и моментов, принятые в гл. V („Аэродинамические характеристики самолета“), а также углов и угловых скоростей, принятые в разд. 4 гл. IV („Управляемость самолета“).

* Коэффициент c_x в таблицах и на графиках дан в абсолютном значении (знак „—“ для удобства опущен). При выполнении маневров и фигур пилотажа замеры величин производятся в так называемой „связанной системе осей“, в которой ось x совпадает с осью самолета. Поэтому для разд. 4 и 5 гл. IV фиг. 95 Приложение 1 дает только качественное представление.



Фиг. 93. Относительное изменение длины пробега при изменении полетного веса самолета (G_0 и L_0 — исходные, т. е. известные, величины веса и длины пробега).

Для определения по графику, приведенному на фиг. 94, длины разбега (или пробега) при наличии ветра следует определить по величинам скорости ветра w и скорости отрыва $V_{отр}$ (или посадки $V_{пос}$) поправочный коэффициент k_w .

Длина разбега при ветре находится по формуле

$$L_w = L_{w=0} k_w.$$

При расположении аэродрома на высоте H над уровнем моря скорость w предварительно приводится к условиям $H=0$ по формуле $w_0 = w\sqrt{\Delta}$, где $\Delta = \frac{\rho_H}{\rho_0}$ — относительная плотность воздуха.

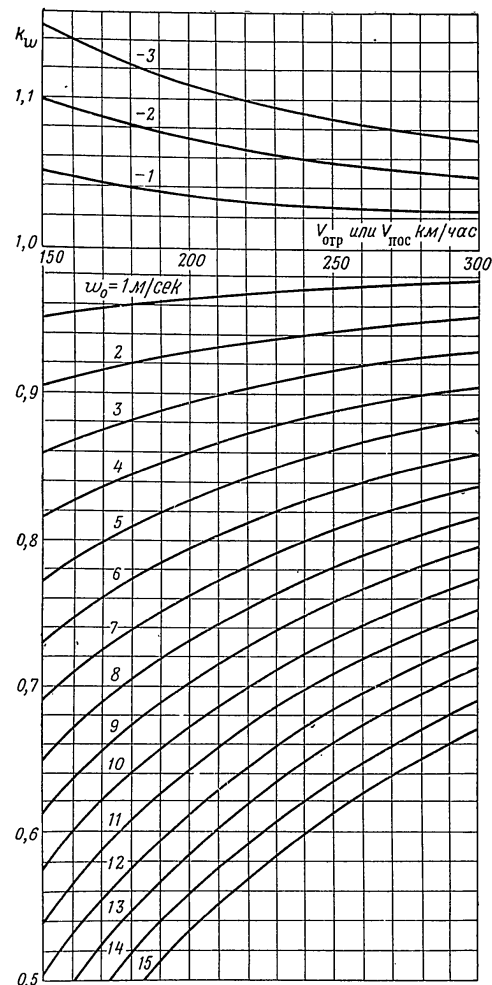
По найденному значению w_0 и скорости отрыва самолета $V_{отр}$ находится коэффициент k_w по графику, приведенному на фиг. 94.

3. Система осей координат и обозначения величин

Приведенные в разд. 4 гл. IV („Управляемость самолета“) и в гл. V („Аэродинамические характеристики самолета“) некоторые специальные величины поясняются схемой системы осей (фиг. 95) и перечнем обозначений.

Приведенная на фиг. 95 так называемая „полусвязанная система осей“ показывает направления и соответствующие им знаки углов, сил и моментов, принятые в гл. V („Аэродинамические характеристики самолета“), а также углов и угловых скоростей, принятые в разд. 4 гл. IV („Управляемость самолета“)*.

* Коэффициент c_x в таблицах и на графиках дан в абсолютном значении (знак „—“ для удобства опущен). При выполнении маневров и фигур пилотажа замеры величин производятся в так называемой „связанной системе осей“, в которой ось x совпадает с осью самолета. Поэтому для разд. 4 и 5 гл. IV фиг. 95 Приложения 1 дает только качественное представление.



Фиг. 94. Зависимость длины разбега и пробега от скорости ветра.

$$L_w = k_w L_{w=0}.$$

$w_0 > 0$ при взлете и посадке против ветра;
 $w_0 < 0$ при взлете и посадке по ветру.

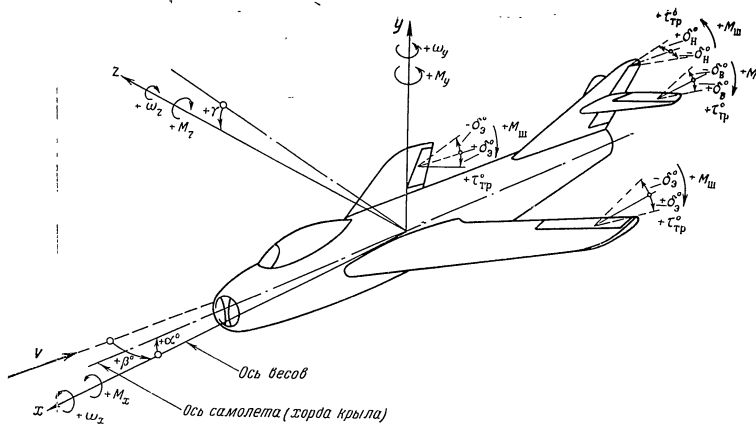
Дополнительно к схеме осей указываются положительные значения (знак „+“) некоторых величин.

Углы (знак „+“)

Угол скольжения β скольжение на правое крыло (правое крыло вперед)

Угол крена γ крен на правое крыло

Угол установки стабилизатора относительно крыла φ носик стабилизатора поднят



Фиг. 95. Система полусвязанных осей координат.

Силы (знак "+")

На ручке руля высоты P_v давить от себя
 На ручке элеронов P_e давить влево
 На педалях P_n давить на правую педаль

Перемещения рычагов управления (знак "+")

Ручка руля высоты x_v перемещение от летчика
 Ручка элеронов x_e перемещение влево
 Педали x_n перемещение правой педали от летчика

Перегрузки (знак "+")

n_y — сила инерции направлена вниз (летчика прижимает к сиденью).
 n_x — сила инерции направлена вперед (скорость полета уменьшается, летчик отжимает от сиденья).
 n_z — сила инерции направлена в сторону правого крыла (летчика прижимает к правому борту)

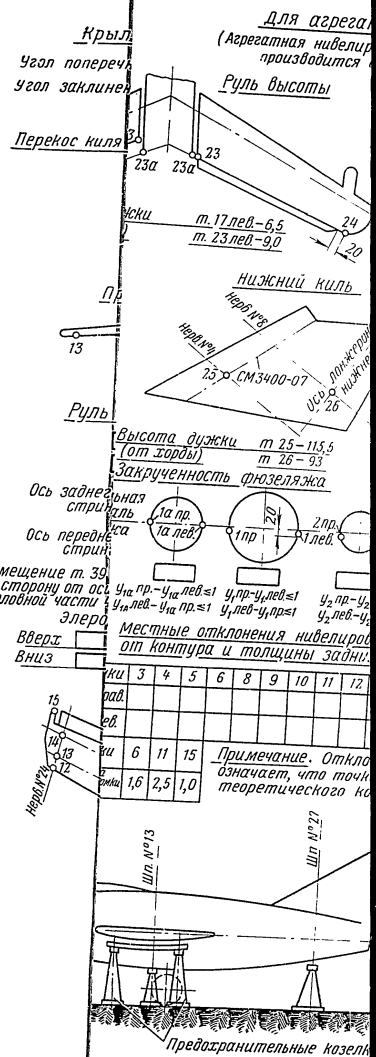
Расстояние (знак "+")

Положение центра тяжести относительно САХ по высоте
 y_T ц. т. ниже САХ.

На графиках аэродинамических характеристик коэффициент m_x отнесен к средней аэродинамической хорде крыла САХ $b_A = 2,363$ м.

Коэффициенты m_x и m_y отнесены к размаху крыла $l = 9,6$ м.

На графиках фигур пилотажа указываются углы отклонения правого элерона. Угловая скорость дается в рад/сек (1 радиан равен $57,3^\circ$).



Примечания: 1. Проверка ведется только по ленточному оборудованию. 2. Для инверсии элеронов, рулей, ручки управления — специальными угломерами. 3. При нивелировке высоты, руля поворота, элерона, кулиры по нивелиру. 13. Замечание по нивелиру. 14. Иск. 15. Указание по крылу отклонения горизонтальной линии. 16. Префактическое над теоретическим.

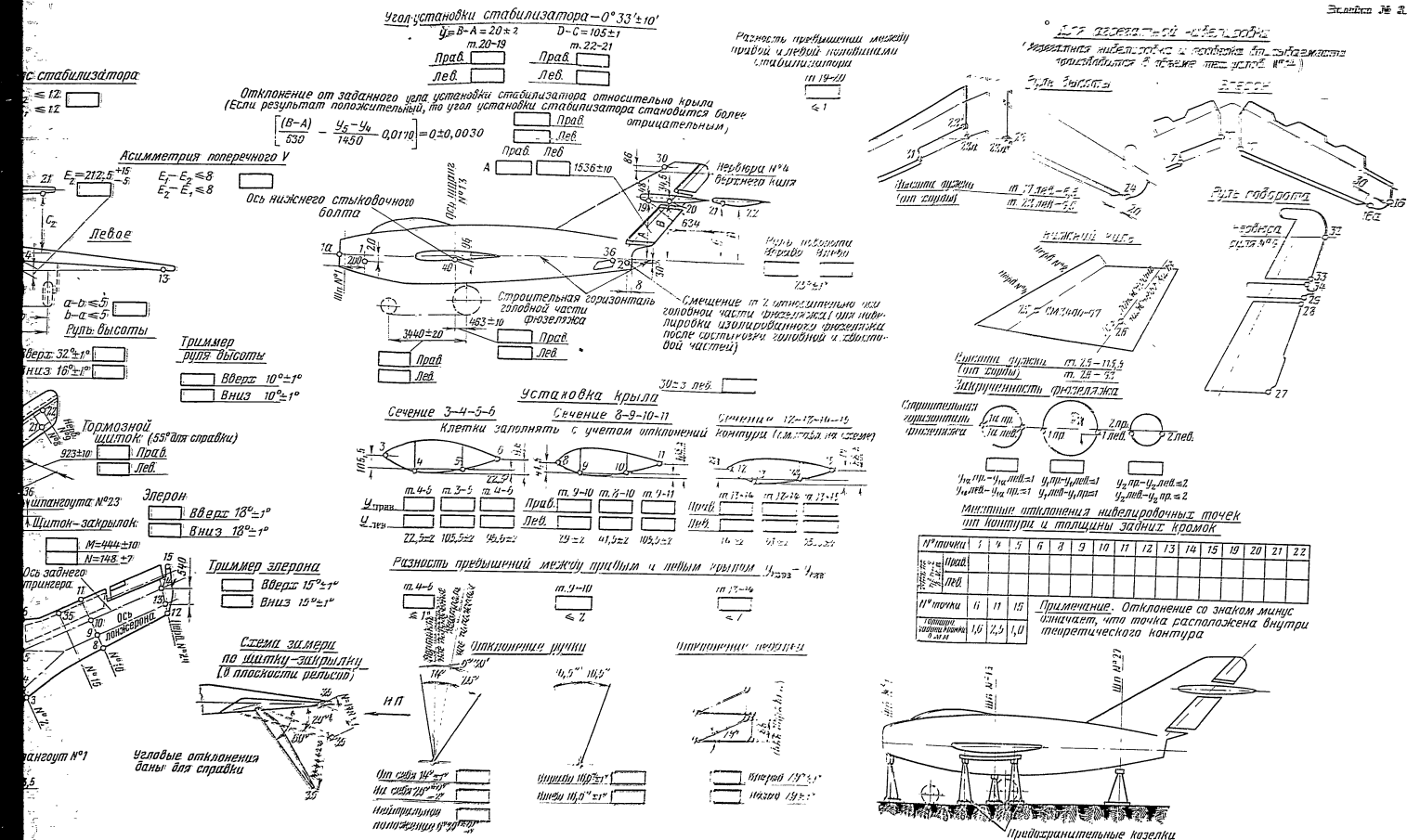
Вклейка № 3.

[illegible]

НИВЕЛИРОВОЧНАЯ СХЕМА САМОЛЕТА

ПРИЛОЖЕНИЕ 2

Лист № 1



1. Без крыла проверить по линейкам (с точностью до 1 мм) длину крыла, начиная с центра штифта в крыле (допускается ± 1 мм).

2. При измерении крыла по линейкам, крыло должно быть горизонтально по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

3. Для обеспечения поперечной симметрии крыла, крыло должно быть совмещено по высоте с точкой 40-41 (центр стовую).

4. Все нивелировочные точки должны быть отмечены в местах, указанных в таблице № 1 к техническим условиям № 14.

5. Нивелирование крыла 11 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

6. Нивелирование крыла 12 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

7. Нивелирование крыла 13 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

8. Нивелирование крыла 14 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

9. Нивелирование крыла 15 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

10. Нивелирование крыла 16 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

11. Нивелирование крыла 17 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

12. Нивелирование крыла 18 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

13. Нивелирование крыла 19 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

14. Нивелирование крыла 20 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

15. Нивелирование крыла 21 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

16. Нивелирование крыла 22 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

17. Нивелирование крыла 23 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

18. Нивелирование крыла 24 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

19. Нивелирование крыла 25 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

20. Нивелирование крыла 26 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

21. Нивелирование крыла 27 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

22. Нивелирование крыла 28 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

23. Нивелирование крыла 29 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

24. Нивелирование крыла 30 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

25. Нивелирование крыла 31 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

26. Нивелирование крыла 32 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

27. Нивелирование крыла 33 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

28. Нивелирование крыла 34 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

29. Нивелирование крыла 35 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

30. Нивелирование крыла 36 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

31. Нивелирование крыла 37 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

32. Нивелирование крыла 38 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

33. Нивелирование крыла 39 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

34. Нивелирование крыла 40 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

35. Нивелирование крыла 41 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

36. Нивелирование крыла 42 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

37. Нивелирование крыла 43 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

38. Нивелирование крыла 44 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

39. Нивелирование крыла 45 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

40. Нивелирование крыла 46 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

41. Нивелирование крыла 47 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

42. Нивелирование крыла 48 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

43. Нивелирование крыла 49 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

44. Нивелирование крыла 50 производится по рельсам точечной фиксации 1-40 (левая сторона (точка 2) исключается только для крыла разового фюзеляжа).

злерона, триммеров и ручки управления брать перпендикулярно осям вращения.

13. Замеры отклонения щитка-закрылка производятся по первому № 13 крыла в плоскости рельсов.

14. Цена одного зуба гребенки стабилизатора равна 11'.

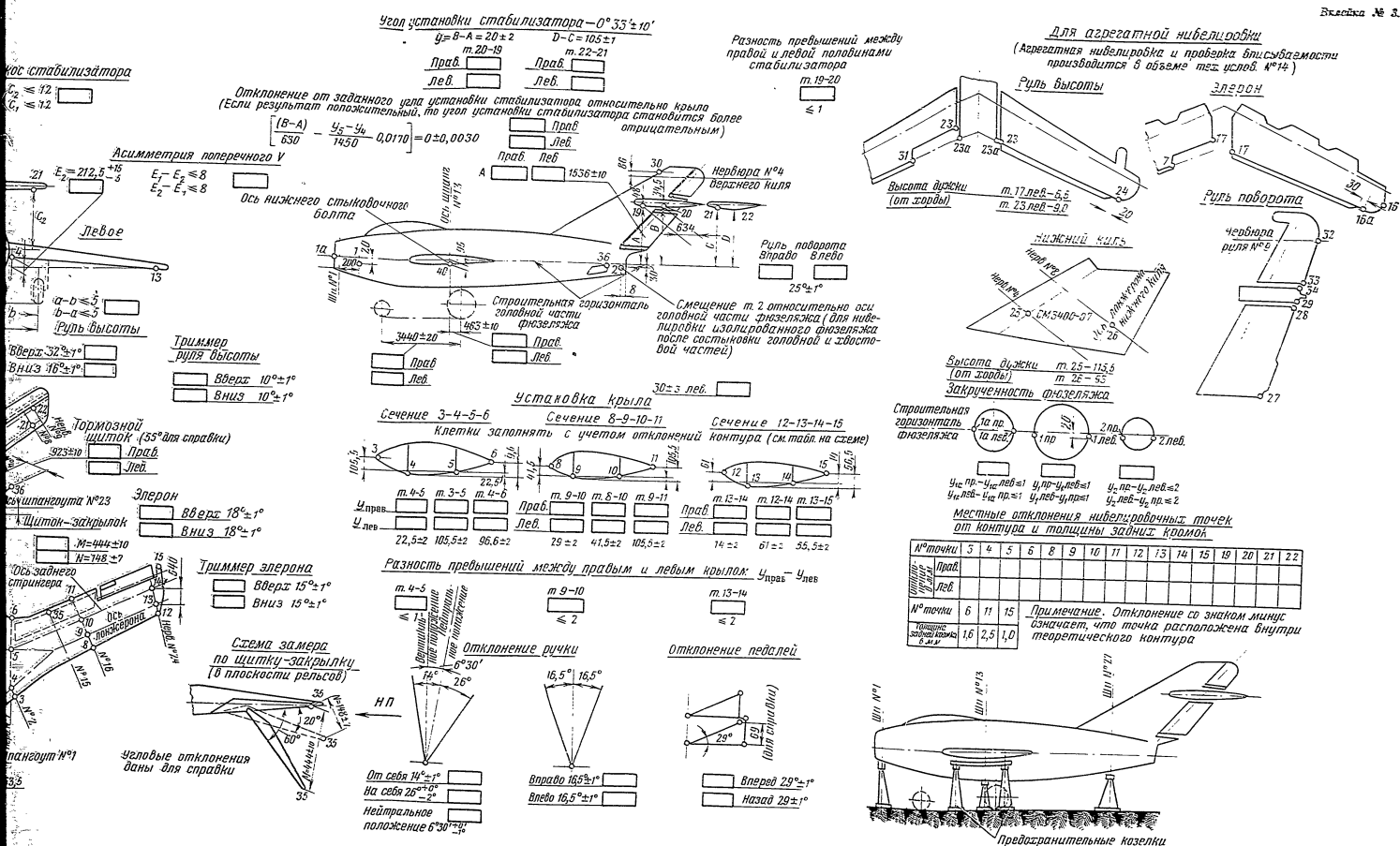
15. Указанные на схеме превышения точек, определяющие поперечное V крыла, соответствуют повороту крыла относительно точки, расположенной на строительной горизонтальной самолета на оси балки крыла на расстоянии 680 мм от оси самолета.

16. Превышение нивелировочной точки 4 дано по фактическому контуру обшивки с учетом ее выступа над теоретическим контуром на 1,5 мм.

НИВЕЛИРОВОЧНАЯ СХЕМА САМОЛЕТА

ПРИЛОЖЕНИЕ 2

Вкладка № 2.



Фиг. 96.

без крыла проверить по линейкам (допуск от линейки $\pm 1,5$ мм) и заднюю кромку зазора совместить с задней кромкой крыла (допуск $\pm 1,5$ мм).

4. При нивелировке ось фюзеляжа устанавливается горизонтально по реперным точкам фюзеляжа 1-40 жёлой стороны (точка 2 используется только для изолированного фюзеляжа).

5. Для обеспечения поперечного положения должна быть совмещены по высоте две точки 40-40 правой и левой сторон.

6. Все нивелировочные точки наносятся до нивелировки в стапелях по требованиям, указанным в дополнительном листе № 1 к техническим условиям № 14.

7. Нивелировочные точки 8 и 12 расположены на передней точке носа профиля (координаты точки находятся впереди и выше на 5,5 мм теоретического носа хорды - см. таблицу дужек крыла, черт. СМ2091-00).

8. Нивелировочные точки 6, 11, 15 заданы по хорде профиля (по середине высоты обреза задней кромки крыла). Замер по нивелиру от нижней поверхности увеличивать на половину толщины задней кромки (см. таблицу на схеме).

9. Нивелировочная точка 11, расположенная на регулировочном «ноже» задней кромки, считается действительной только при нейтральном положении «ножа».

После отгиба «ножа» нивелировка ведётся только по точкам на носке, лонжероне и заднем стрингере.

10. При нивелировке следует учитывать местные отклонения контура по нивелировочным точкам согласно примечанию на стр. 15 технических условий № 14. Схему выносятся превышения точек, замеренные нивелиром, минус отклонения, взятые из таблицы на настоящей схеме (т. е. от теоретического контура).

11. Угол отклонения элеронов, рулей, ручки управления и педальей замеряются специальными угольниками в градусах, а отклонение щитка-закрылка - линейкой с размахом в мм.

12. Угол отклонения руля высоты, руля поворота,

элерона, триммеров и ручки управления брать перпендикулярно осей вращения.

13. Замеры отклонения щитка-закрылка производятся по чертёжу № 13 крыла в плоскости рисов.

14. Цена одного зуба гребенки стабилизатора равна 11'.

15. Указанные на схеме превышения точек, определяющие поперечное V крыла, соответствуют повороту крыла относительно точки, расположенной на стреловой горизонтальной самолета на оси балки крыла на расстоянии 680 мм от оси самолета.

16. Превышение нивелировочной точки 4 дано по фактическому контуру обшивки с учетом ее выступания над теоретическим контуром на 1,5 мм.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.
Глава I. Общие сведения	3
Глава II. Краткие сведения о конструкции самолета	6
Глава III. Геометрические данные самолета	7
Глава IV. Летные характеристики самолета	10
1. Горизонтальные и вертикальные скорости, время набора высоты, потолок самолета	—
2. Дальность и продолжительность полета	14
3. Взлетно-посадочные характеристики	15
4. Управляемость самолета	16
5. Данные разгона, торможения и виража	19
Глава V. Аэродинамические характеристики самолета	21
1. Коэффициенты лобового сопротивления и подъемной силы	—
2. Коэффициенты моментов и боковых сил $m_x; m_y; m_z; c_x; c_y; c_z$	25
3. Потребные и располагаемые тяги	30
Глава VI. Характеристики двигателя и расходы топлива	31
Глава VII. Весовые и центровочные данные самолета	35
Приложение I. Вспомогательные графики и формулы к определению летных характеристик	39
1. Графики и формулы перевода V_{np} в V и M	—
2. Расчетные графики поправок к летным характеристикам	41
3. Система осей координат и обозначения	43

вкл. № 3

Авторские исправления и опечатки

Стр.	Колонка и строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
6	Левая колонка, 16—17 сверху	от двигателя	до двигателя	Корр. изд-ва
7	Левая колонка, 17 сверху	2°15'	2°46'	Авт.
9	Правая колонка, 12 снизу	база шасси . . . 3,368	база шасси . . . 3,440	Авт.
37	Левая колонка, 8 сверху	$x_A =$	$x_{A_2} =$	Корр. изд-ва

Редактор К. Я. Зайцева

Подп. в печать 7/X 1954 г.

Техн. редактор Н. Н. Гладких

Формат бумаги $60 \times 92 \frac{1}{8}$ — 3,25 бум. л. — 6,5 печ. л., в т. ч. 3 вкл.

Уч.-изд. л. 5,75

Типография ЦАГИ. Зак. № 01252/31508

н. редактор Н. Н. Гладких
вкл. Уч.-изд. л. 5,75

ОСНОВНЫЕ
МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ ССРС

САМОЛЕТЫ МиГ-17ПФ и МиГ-17Ф

ОБОРОНА

1957

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/03/19 : CIA-RDP81-01043R004000110001-0

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/03/19 : CIA-RDP81-01043R004000110001-0

50X1-HUM



МИНИСТЕРСТВО

С
МиГ-17

ПО ТЕХНИЧЕСКИМ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАНИЕ

МИНИСТЕРСТВО ОБОРОНЫ СОЮЗА ССР

50X1-HUM

СЕКРЕТНО

САМОЛЕТЫ МиГ-17ПФ и МиГ-17Ф

ИНСТРУКЦИЯ
ПО ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
И ОБСЛУЖИВАНИЮ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
МОСКВА 1957

Под руководством генерального конструктора
А. И. МИКОЯНА

инструкцию составили инженеры

А. Я. Мариненко, А. М. Раппопорт, К. В. Слепнев, П. Е. Сыровой

В обработке и подготовке материалов
для составления настоящей инструкции участвовали
инженеры **Д. Д. Бородин, М. А. Жарков, Б. Г. Шипунов**
и техник **В. Я. Кураков**

Отдельные сведения по эксплуатации самолета
МиГ-17Ф составили:

Д. Е. Баранов, В. М. Онищенко, В. А. Кнize и А. И. Терентьев

Ответственные редакторы **Л. Г. Страхов и Н. Н. Компанцев**

Опись вклеек

Вклейка № 1 Фиг. 3 Схема управления форсажем двигателя ВК-1ф (Секретно)
Стр. 12—13

Вклейка № 2 Фиг. 9 Основная стойка шасси. Стр. 20—21.

Вклейка № 3 Фиг. 14. Принципиальная и монтажная схемы гидросистемы Фиг. 15.
Маркировка трубопроводов основной гидросистемы, системы гидроусилителя и
воздушной системы Стр. 26—27.

Вклейка № 4 Фиг. 29. Принципиальная и монтажная схемы топливной системы
(Секретно). Стр. 40—41.

Вклейка № 5 Фиг. 48 Схема размещения и соединения блоков радиолакационной
станции РП-1 на самолете МиГ-17ПФ и схема питания станции. (Секретно)
Стр. 56—57

Вклейка № 6 Фиг. 70 Кинематическая схема аварийного сбрасывания фонаря ка-
бины и производства выстрела катапультируемого сиденья летчика с управле-
нием от шторки. Стр. 78—79.

Вклейка № 7 Фиг. 89. Система управления двигателем на самолете (Секретно)
Стр. 102—103.

Вклейка № 8 Фиг. 93 Схема расположения эксплуатационных люков на самолете
МиГ-17ПФ. Фиг. 94 Схема расположения эксплуатационных люков на само-
лете МиГ-17Ф. Стр. 104—105.

Самолет МиГ-17ПФ (фиг. 1) яв-
ляется развитием серийного самолета М
чается от последнего следующим:

- вместо двигателя ВК-1А уста-
новлен двигатель ВК-1ф с форсажной камерой;
- вместо двух пушек НР-23 и оди-
на пушки НР-23;
- оборудование дополнено ради-
останцией РП-1.

В связи с установкой другого двиг-
ателя и оборудования самолет МиГ-17ПФ
имеет изменения в сравнении с самолетом

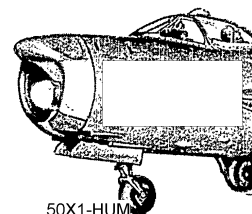
По фюзеляжу

- 1) в носовой части изменены разме-
ры и установка оружия;
- 2) хвостовая часть изменена в рез-
ультате изменения габаритных размеров форсажной ка-
меры и сопла двигателя ВК-1ф бо-
льшие размеры удлинительной тру-
бы ВК-1А;
- 3) между форсажной камерой и об-
шивкой установлен кожух обдува, пре-
дотвращающий элементы конструкции фюзеляжа от
перегрева, излучаемого двигателем.

По кабине

- 1) дополнительно установлены блок
станции РП-1;
- 2) изменено размещение элементов
оборудования.

По электрооборудованию
1) установлен генератор ГСР-6
ГСР-3000;



50X1-HUM

Фиг. 1.

Зав. редакцией инж. Г. М. Белобородов

ВВЕДЕНИЕ

Самолет МиГ-17ПФ (фиг. 1) является дальнейшим развитием серийного самолета МиГ-17 и отличается от последнего следующим:

- вместо двигателя ВК-1А установлен двигатель ВК-1ф с форсажной камерой;
- вместо двух пушек НР-23 и одной Н-37Д установлены три пушки НР-23;
- оборудование дополнено радиолокационной станцией РП-1.

В связи с установкой другого двигателя, оружия и оборудования самолет МиГ-17ПФ имеет следующие изменения в сравнении с самолетом МиГ-17.

По фюзеляжу

- 1) в носовой части изменены размещение оборудования и установка оружия;
- 2) хвостовая часть изменена в результате того, что габаритные размеры форсажной камеры и регулируемого сопла двигателя ВК-1ф больше, чем габаритные размеры удлинительной трубы двигателя ВК-1А;
- 3) между форсажной камерой и обшивкой фюзеляжа установлен кожух обдува, предохраняющий элементы конструкции фюзеляжа от перегрева за счет тепла, излучаемого двигателем.

По кабине

- 1) дополнительно установлены блоки радиолокационной станции РП-1;
- 2) изменено размещение имевшегося на самолете оборудования.

По электрооборудованию

- 1) установлен генератор ГСР-6000 вместо ГСР-3000;

2) аккумулятор 12САМ-28 перемещен в киль самолета;

3) изменена схема в связи с наличием электрического управления форсажем двигателя и блокировкой источников электрического питания.

По двигательной установке

- 1) изменены топливная система и управление двигателем;
- 2) изменено крепление хвостовой части двигателя (его форсажной камеры).

По гидросистеме

дополнительно установлены агрегаты управления соплом форсажной камеры двигателя.

По вооружению

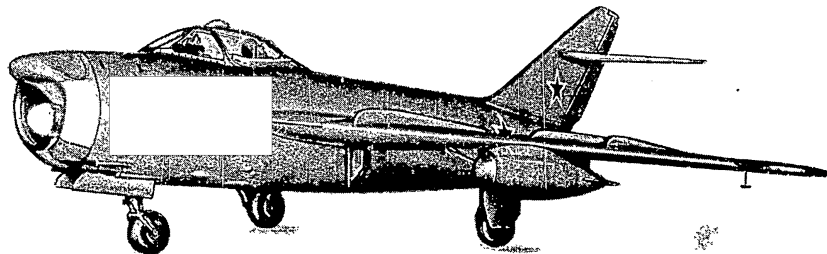
изменены лафет и установка пушек.

Самолет МиГ-17Ф (фиг. 2), как и самолет МиГ-17ПФ, также является модификацией серийного самолета МиГ-17.

На самолете МиГ-17Ф установлены: двигатель ВК-1ф, установка которого вызвала изменение хвостовой части фюзеляжа, аналогичное самолету МиГ-17ПФ, и дополнительное оборудование — станция «Сирена-2» и навигационный индикатор НИ-50Б. В остальном МиГ-17Ф отличий от самолета МиГ-17 не имеет.

В эксплуатации самолета МиГ-17ПФ следует руководствоваться настоящей инструкцией и указаниями и инструкциями заводов-поставщиков по установленным на самолете готовым изделиям.

Эксплуатация МиГ-17Ф аналогична эксплуатации самолета МиГ-17 за исключением силовой установ-



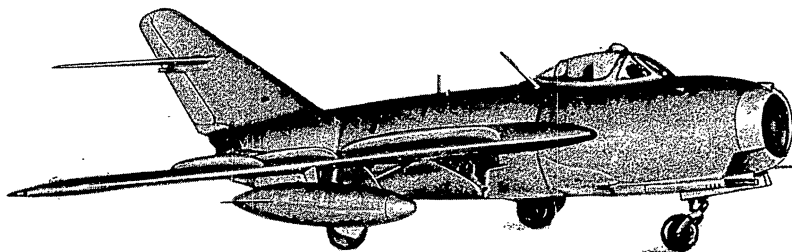
Фиг. 1. Самолет МиГ-17ПФ (вид 3/4 спереди).

ки, при обслуживании которой следует руководствоваться соответствующими разделами настоящей инструкции.

Приводимые в настоящей инструкции эксплуатационные характеристики двигателя ВК-1ф заимствованы из инструкции по эксплуатации этого двигателя и являются справочными данными.

ской документации заводов-изготовителей этих агрегатов и готовых изделий.

Лица, ответственные за эксплуатацию самолетов МиГ-17ПФ и МиГ-17Ф, должны учитывать изменения и дополнения, периодически вносимые заводами в конструкцию самолета, его вооружение и специальное оборудование, и руководствоваться указа-



Фиг. 2. Самолет МиГ-17Ф (вид 3/4 спереди).

В эксплуатации двигателя ВК-1ф следует руководствоваться специальной инструкцией по эксплуатации двигателя и бюллетенями завода, изготовляющего двигателя.

Технические характеристики и другие данные по агрегатам вооружения и специальному оборудованию, приводимые в инструкции, взяты из техниче-

скими последними, приводимыми в соответствующей технической документации.

В связи с введением в действие в частях ВВС «Единого регламента технического обслуживания самолета № 9» из настоящей инструкции исключены разделы, относящиеся к осмотрам самолета и регламентным работам.

ПОДГОТ

1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ ПО П САМОЛЕТА К ОСМО

Для подготовки самолета к осмо

- 1) расчехлить самолет;
- 2) снять чехлы с пушек и трубки
- душного давления;
- 3) снять трубку с руля повор
- 4) настелить крыльевые траны;
- 5) подготовить необходимое назе
- ние и инструмент;

6) принять необходимые меры б
предупреждения случайного выстр

чайного складывания шасси и са
включения электрических агрегатов

Для этого открыть кабину п, не са

вернуть:

а) положение механизма выстрел

смого сиденья.

Механизм должен стоять на пре

головке стреляющего механизма и на

сыпания фонаря должны стоять на

хранительные чеки (стопоры);

б) положение кнопок стрельбы

бомб. Кнопки должны быть закры

колпачками;

в) положение переключателя край

рый должен стоять в нейтральном п

защелке;

г) положеніе всех электрических

и автоматов АЗС, которые должны б

ны в положение «Выключено».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При осмот
ниш шасси, закрылков и тормозных
живающему персоналу запрещается
производить какие-либо работы в ки

2. ПРЕДПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР

Предполетный осмотр самолета вы
ответствии с указаниями «Единого р
инического обслуживания самолета №

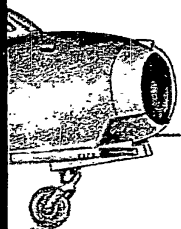
3. ПРОВЕРКА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛ

Работу двигателя на земле провер
ально отведенной для этого площадке

А. Подготовка двигателя к за

Операции по подготовке двигателя в
водить в следующей последовательной

авиационных инженеров этих
елтий
а эксплуатацию самолетов
должны учитывать измене-
одически вносимые завода-
ета, его вооружение и спе-
и руководствоваться указа-



в соответствии с
и.
в тексте в частях ВВС
технического обслуживания
инструкции исключе-
я к осмотрам самолета и

ГЛАВА I

ПОДГОТОВКА САМОЛЕТА К ПОЛЕТУ

1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ ПО ПОДГОТОВКЕ САМОЛЕТА К ОСМОТРУ

Для подготовки самолета к осмотру:

- 1) расчехлить самолет;
- 2) снять чехлы с пушек и трубки приемника воздушного давления;
- 3) снять струбцину с руля поворота;
- 4) настелить крыльевые трапы;
- 5) подготовить необходимое наземное оборудование и инструмент;
- 6) принять необходимые меры безопасности для предупреждения случайного выстрела пушек, случайного складывания шасси и самопроизвольного включения электрических агрегатов.

Для этого открыть кабину и, не садясь в нее, проверить:

- а) положение механизма выстрела катапультируемого сиденья.

Механизм должен стоять на предохранителях, в головке стреляющего механизма и на рычагах сбрасывания фонаря должны стоять наземные предохранительные чеки (стопоры);

- б) положение кнопок стрельбы и сбрасывания бомб. Кнопки должны быть закрыты скобами и колпачками;

- в) положение переключателя крана шасси, который должен стоять в нейтральном положении — на защелке;

- г) положение всех электрических выключателей и автоматов АЗС, которые должны быть установлены в положение «Выключено».

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При осмотре крыльевых шасси, закрылков и тормозных щитков обслуживающему персоналу запрещается находиться и производить какие-либо работы в кабине самолета.

2. ПРЕПОЛЕТНЫЙ ОСМОТР САМОЛЕТА

Предполетный осмотр самолета выполнять в соответствии с указаниями «Единого регламента технического обслуживания самолета № 9».

3. ПРОВЕРКА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ НА ЗЕМЛЕ

Работу двигателя на земле проверять на специально отведенной для этого площадке или на старте.

А. Подготовка двигателя к запуску

Операции по подготовке двигателя к запуску проводить в следующей последовательности.

1. Установить самолет при ветреной погоде всасывающим соплом против ветра или так, чтобы ветер не попадал в реактивный насадок.

2. Установить тормозные колодки под колеса самолета. Если грунт мерзлый, подрубить его под шинами колодок.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При необходимости проверки двигателя с включением форсажной камеры надежно пришвартовать самолет тросами за основные стойки шасси к опорам, хорошо закрепленным в земле.

3. Убрать все наземное оборудование, находившееся перед самолетом и сзади него, а площадку перед входным каналом двигателя очистить от мусора.

4. Подключить пусковую тележку с аэродромными источниками электрического питания к бортовой сети самолета, включив для этого розетку ее кабеля в специальную вилку запуска двигателя на левой стороне хвостовой части фюзеляжа.

5. Проверить наличие противопожарных средств на стоянке самолета.

6. Вынуть заглушки из входного канала и реактивного сопла двигателя, осмотреть всасывающие каналы, чтобы избежать случайного оставления в них посторонних предметов.

7. Проверить перед запуском двигателя:

- а) систему запуска двигателя в воздухе;
- б) работу агрегатов системы зажигания форсажной камеры, передвинув для этого рычаг управления двигателем в крайнее переднее положение за упор полного газа (для перевода рычага через упор нажать на имеющуюся на рычаге гашетку). При этом на 4—5 сек. будет включено зажигание форсажной камеры без подачи топлива к форсункам. Возникновение искры между электродами запальной свечи форсажной камеры, видимой через выходное отверстие регулируемого сопла, указывает на исправность системы зажигания форсажной камеры.

При включении зажигания должен быть слышен щелчок, вызываемый действием электромагнита крана ГА-13М/3 управления створками регулируемого сопла и свидетельствующий об исправности крана.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Если в гидросистеме давление менее 75 кг/см², то во избежание деформации кока регулируемого сопла следует обязательно до проверки системы зажигания форсажной камеры сравнить давление в системе.

8. Проверить автомат АЗС аварийного выключения форсажа. Исправность автомата определяется прослушиванием при его включении щелчка, свидетельствующего о срабатывании соленоида аварийного выключения форсажа на насосе ПН-14А.

Б. Запуск двигателя

Запуск двигателя ВК-1ф на самолетах МиГ-17ПФ и МиГ-17Ф аналогичен запуску двигателя ВК-1А на самолете МиГ-17.

Операции запуска проводить в следующей последовательности:

1. Установить рычаг управления двигателем в крайнем положении на себя.
2. Проверить положение рычага управления стоп-краном двигателя, который должен находиться в положении «Закрыто», т. е. в верхнем положении.
3. Включить на правом электроштырке автоматы защиты сети (АЗС), имеющие надписи: «Аккумулятор», «Аэродромное питание» и «Генератор».
4. Включить на левом электроштырке автоматы защиты сети (АЗС), имеющие надписи:
 - а) «Приборы контроля двигателя»;
 - б) «Зажигание, пусков. помпа, соленоиды форсунок»;
 - в) «Бустер-помпа»;
 - г) «Включение форсажа»;
 - д) «Помпа 2-го бака, сигнал помпы, пусковая панель».

Примечание. После включения автоматов защиты сети с надписями «Бустер-помпа» и «Помпа 2-го бака, сигнал помпы, пусковая панель» лампы, сигнализирующие о давлении топлива, должны загореться и погаснуть.

5. Проверить положение автомата защиты сети «Аварийное выключение форсажа», который должен быть выключен.

6. Проверить положение выключателя «Зажигание в воздухе», который должен быть в положении «Включено».

7. Подать команду «От двигателя» и, получив ответ «Есть от двигателя», произвести запуск двигателя, для чего нажать на 1,5—2 сек. пусковую кнопку на рычаге управления двигателем.

8. Проверить сейчас же после запуска двигателя возникновение горения пускового топлива в 3-й и 8-й камерах сгорания, которое обнаруживается наблюдением с безопасного расстояния через открытую часть реактивного сопла.

После того как наблюдатель за возникновением пламени сообщит: «Есть пламя», запускающий в кабине при достижении двигателем примерно 600 об/мин, но не позже чем через 10—12 сек. после нажатия пусковой кнопки, должен перевести рычаг управления стоп-краном на пусковой (средний) упор.

Примечание. Если во время запуска двигателя температура окружающего воздуха будет ниже минус 10°С, то при достижении двигателем 600 об/мин, но не позже чем через 10—12 сек. после нажатия пусковой кнопки, запускающий должен плавным и быстрым движением перевести рычаг управления стоп-краном в положение полного открытия, минуя среднее положение, и через 1,5—2 сек. снова перевести его на упор пусковой (среднего) положения.

9. Снять при достижении двигателем 900—1200 об/мин рычаг управления стоп-краном с пускового (среднего) упора и перевести его плавным и медленным (не скорее чем за 1,5—2 сек.) движе-

нием в положение полного открытия, наблюдая при этом за температурой выхлопных газов, которая не должна превышать 680°С.

В результате двигатель, плавно увеличивая обороты, должен выйти на режим малого газа.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Не разрешается до выхода двигателя на режим малого газа перемещать рычаг управления двигателем.

2. Выбрасывание двигателем при запуске сильного пламени из сопла форсажной камеры указывает на то, что золотниковый кран распределителя АРТ-14А системы форсажа по каким-либо причинам оказался открытым.

В этом случае следует немедленно включить систему аварийного выключения форсажа и, не останавливая двигателя, продолжать запуск. После запуска вывести двигатель на 6000 об/мин, затем убрать газ и остановить двигатель.

После остановки двигателя последующий его запуск не производить до выяснения и устранения причины незакрытия крана АРТ-14А.

Не продувать двигатель, если при его запуске с незакрытым краном АРТ-14А загорится топливо в форсажной камере, так как в этом случае продувка вызовет увеличение пламени.

10. Проверить по приборам режим малого газа двигателя, характеризующийся следующими показателями:

Число оборотов 2400—2600 об/мин
Температура газов 540 °С
Давление масла не менее 0,2 кг/см²

Примечания. 1. При запуске и прогреве двигателя в условиях отрицательных температур окружающего воздуха допустимо повышение давления масла до 3,5 кг/см². После прогрева двигателя давление масла снизится до нормальной величины.

2. Кратковременный заброс температуры газов при запуске двигателя не должен превышать 680°С, а при температурах окружающего воздуха ниже —10°С не должен быть более 720°С.

3. Возникновение у двигателя при запуске шума, напоминающего «урчание», — явление допустимое.

Если «урчание» двигателя будет сопровождаться прекращением набора оборотов или резким повышением температуры вытекающих из сопла газов, произвести «отсечку» двигателя, т. е. быстро перевести рычаг управления стоп-краном на пусковой (средний) упор. После прекращения «урчания» двигателя плавным движением не быстрее чем за 1,5—2 сек. вернуть рычаг управления стоп-краном в положение полного открытия.

Повторить «отсечку» двигателя в том случае, если описанное явление не прекращается.

4. В случае возникновения «урчания» двигателя при положении рычага управления стоп-краном на пусковом упоре, произвести «отсечку» двигателя полным закрытием стоп-крана и затем плавно перевести рычаг на открытие стоп-крана.

11. Остановить двигатель, если аккумулятор аэродромной тележки разряжен и двигатель не выходит на режим малого газа.

При этом температура вытекающих газов будет увеличиваться, однако она не должна превысить максимально допустимую величину (680°С).

Остановку двигателя произвести закрытием стоп-крана, после чего закрыть переднюю и заднюю заглушки.

12. Удалить перед повторным запуском двигателя (после устранения причины неудавшегося его запуска) несгоревшее топливо из форсажной камеры. Для удаления этого топлива продуть двигатель от электростартера при выключенном зажигании и закрытом стоп-кране.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не допускать трех прокруток двигателя от избежание перегрева последнего при использовании электростартера полностью охлажден.

13. Проверить при работающем двигателе:

- а) нет ли течей топлива, масла, осмотров соединений трубопроводов;
- б) равномерность работы двигателя — осмотром их с безопасного расстояния реактивного сопла.

В. Прогрев и опробование двигателя в режимах

Прогрев и опробование двигателя производить в следующей последовательности:

1. Отключить перед прогревом лаятор аэродромного питания.

2. Прогреть двигатель на 8500 об/мин не менее одной минуты. Двигатель на режим максимальных оборотов выводить после окончания его прогрева.

3. Опробовать двигатель на режимах:
 - а) максимальном крейсерском;
 - б) номинальном;
 - в) взлетном (без форсажа).

При опробовании двигателя на режимах, указанных в табл. 1, ограниченный режимы двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. При работе двигателя рычаг управления плавным движением в крайнее положение в другое положение не выводить.

2. На земле разрешается выводить камеру двигателя не более чем на 1,5—2 сек.

Давление топлива перед форсажем

Режим работы двигателя	Обороты двигателя об/мин
Форсаж	11560 ⁺⁵⁰ ₋₁₀₀
Взлетный без форсажа (оп же боевой)	11560 ⁺⁵⁰ ₋₁₀₀
Номинальный	11200
Максимальный крейсерский	10870
Малый газ на земле	2500±100

НЕ. 1 Не разрешается до вы-
пуским малого газа перемещать
дателем.

игателем при запуске сильнофорсажной камеры указывает кодовый кран распределителя, если же по каким-либо причинам.

ет немедленно включить систему форсажа и, не останавливая запуск. После запуска 5000 об/мин, затем убрать газ.

чителя последующий его за-
до выяснения и устранения
рания АРТ-14А.

тель, если при его запуске с м АРТ-14А загорится топливо, так как в этом случае происходит пламени.

роботам режим малого газу
залежності від наступних показ

.....	2400 - 2600 об/мин
.....	540 °C
.....	не менее 0,2 кг/см ²

При запуске и прогреве двигателя
ых температур окружающего воз-
ние давления масла до $3,5 \text{ кг/см}^2$
для давление масла снизится до

аброс температуры газов при запуске не превышать 680°C , а при температуре воздуха ниже 10°C не должен

явление допустимое.

теся будет сопровождаться притоком или резким повышением температуры газа, произвести «отсечку» и перевести рычаг управления (средний) в «Стоп». После прекращения плавного движения не быстро вернуть рычаг управления стоп-краном в положение «Вперед» и открыть двигатель в том случае, если он остановился.

ния «хрипящая» двигателя при положении стоп-краном на пусковом упоре двигателя полным закрытием стоп-перевести рычаг на открытие стоп-

зватель, если аккумулятор разряжен и двигатель не работает.

ра вытекающих газов будет, она не должна превысить эту величину (680°C).

произвести закрытием стоп-
рыть переднюю и заднюю за-

повторным запуском двигателя причины неудавшегося его за-
плыва из форсажной камеры.
оплива продуть двигатель от
ык. починном зажигании и за-

13. Проверить при работающем на малом газе двигателе:

а) нет ли течий топлива, масла и гидросмеси — осмотром соединений трубопроводов и агрегатов;

б) равномерность работы камеры сгорания топлива — осмотром их с безопасного расстояния через реактивное сопло.

Прогрев и опробование двигателя производить в следующей последовательности:

1. Отключить перед прогревом двигателя аккумулятор аэродромного питания.

2. Прогреть двигатель на 8500--9000 об/мин в течение не менее одной минуты. Не выводить двигатель на режим максимальных оборотов без предварительного его прогрева.

3. Опробовать двигатель на режимах:

а) максимальном крейсерском;

б) номинальном;

в) взлетном (без форсажа).

При опробовании двигателя нормальная его работа на указанных режимах определяется показателями, приведенными в табл. 1 эксплуатационных ограничений режимов двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. При изменении режима работы двигателя рычаг управления им перемещать плавно. Время его перемещения из одного крайнего положения в другое не должно быть менее 1,5—2 сек.

2. На земле разрешается включение форсажной камеры двигателя не более чем на 10 сек.

Давление топлива перед форсунками, контроли-

руемое по указателю ЭМИ-ЗР, не должно превышать на боевом и взлетном режимах двигателя 75 кг/см^2 , а на режиме малого газа — $7\text{—}12 \text{ кг/см}^2$.

Примечание. Ввиду того, что расположение термодпар на самолете полностью соответствует указанному в описании двигателя ВК-1ф, при определении температуры газа за турбиной поправки на расположение термодпар не вводить.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Следует учитывать, что с понижением температуры окружающего воздуха снижается к. п. д. компрессора двигателя и ухудшается процесс сгорания топлива. В результате этих явлений увеличивается расход топлива и повышается температура газов в реактивной трубе, что влечет за собой увеличение тяги двигателя.

При температурах наружного воздуха ниже минус 10°C на максимальных оборотах двигателя возможно повышение температуры газов за турбиной выше допустимого предела, т. е. 720°C .

В этом случае допускаемый предел температуры газов является ограничением режима двигателя. При повышении температуры газов более предельной обороты двигателя следует снизить.

2. С увеличением при пониженной температуре воздуха тяги двигателя и расхода топлива возможно снижение максимальных его оборотов. Это явление не считается дефектом, если давление топлива перед форсунками основной топливной системы двигателя не менее 57 кН/м^2 .

3. Во избежание излишнего нагрева фюзеляжа в зоне расположения реактивной трубы продолжительность непрерывной работы двигателя на земле при закрытых створках регулируемого сопла не должна превышать 3 мин.

При необходимости более продолжительной работы двигателя на земле следует открыть створки регулируемого сопла, для чего переключатель «Сопло» установить в положение «Открыто».

При этом температура выходящих газов должна снизиться примерно на $80-100^{\circ}\text{C}$, а тяга двигателя станет ниже расчетной.

Таблица 1

7

4. Не рекомендуется гонка двигателя на земле на максимальных оборотах продолжительностью более 1 мин.

5. Не разрешается длительная (более 1 мин.) гонка двигателя с открытыми большими люками подхода к двигателю.

6. Разрешается гонка двигателя с отстыкованной хвостовой частью фюзеляжа.

7. Включение форсажной камеры на стоянке разрешается только в случаях: необходимости проверки работы камеры после замены одного из ее агрегатов, смены двигателя или трубки подачи топлива к форсажной камере.

Время работы двигателя на форсированном режиме при этом не должно превышать 10 сек.

4. Проверить на работающем двигателе переключателем «Сопло» систему управления створками регулируемого сопла.

5. Проверить в соответствии с указаниями на стр. 67 работоспособность системы питания и сигнализации противоперегрузочного костюма летчика при работающем на 7000—8000 об/мин двигателе.

Г. Противопожарные меры в случае возникновения пожара на двигателе

В случае возникновения пожара при работающем на земле двигателе немедленно принять следующие противопожарные меры:

1. Прекратить доступ топлива к двигателю и форсажной камере, для чего рычаг управления двигателем поставить в положение «Малый газ», а рычаг останова двигателя — в положение «Закрыто».
2. Выключить насос топливного бака
3. Привести в действие огнетушитель, нажав его выключатель.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не запускать повторно двигатель до устранения причин возникновения пожара и установки заряженного огнетушителя.

Д. Проверка приемистости двигателя

Проверку приемистости производить следующим образом:

1. Перевести плавно не быстрее чем за 1—2 сек. рычаг управления двигателем с малого газа на взлетный режим, при этом двигатель должен за 10—15 сек. достигнуть максимальных оборотов.

При смене режима малого газа взлетным допустимы кратковременные забросы температуры газа

в реактивной трубе до 800°С и оборотов не более чем на 250 об/мин выше максимальных.

2. Выдержать двигатель на взлетном режиме не менее 5 сек., а затем убрать (не быстрее чем за 1,5—2 сек.) рычаг управления двигателем на упор малого газа.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Приемистость двигателя разрешается проверять только при прогревом двигателя, не включая форсажной камеры.

2. Проверку приемистости двигателя на земле при температурах наружного воздуха выше плюс 15°С производить только с 5000 об/мин, а не с оборотом малого газа.

Е. Останов двигателя

Останов двигателя производить следующим образом:

1. Охладить двигатель перед его выключением, если он работал на земле на максимальных оборотах.

Для охлаждения двигателя:

- а) открыть створки регулируемого сопла выключателем «Сопло»;
- б) установить 5000—7000 об/мин (обороты, соответствующие минимальной температуре выходящих газов) и выдержать двигатель на этом режиме в течение 1—2 мин.;
- в) снизить обороты до малого газа и выдержать на нем двигатель в течение 30 сек.

2. Остановить двигатель после его охлаждения, переведя рычаг стоп-крана в положение «Закрыто», и проверить, вытекает ли топливо из дренажных трубок.

Примечания. 1. Из дренажа стоп-крана топливо выливается струйкой сразу же, как только рычаг стоп-крана двигателя будет поставлен в положение «Закрыто», а из дренажного клапана — после того, как обороты двигателя начнут уменьшаться.

2. После остановки двигателя закрыть створки сопла выключателем «Сопло».

3. Проверить после выключения двигателя, нет ли посторонних несвойственных ему шумов, указывающих на возникновение в двигателе или агрегатах, установленных на коробке приводов самолетных агрегатов, неисправностей.

4. Выключить после полной остановки ротора двигателя автомат защиты «Бустер-помпа».

5. Проверить, нет ли течи (постоянной) из дренажных трубок: стоп-крана, камер сгорания и форсажной камеры.

6. Поставить после остановки ротора и охлаждения двигателя заглушки самолетного воздухозаборного канала и регулируемого сопла.

ЗАПРАВКА И ЗАРЯДКА МАСЛОМ, ГИДРОС

1. ЗАПРАВКА БАКОВ САМОЛЕТА

Операции по заправке топливом МиГ-17ПФ и МиГ-17Ф аналогичны самолету МиГ-17.

Топливо — керосин сорта, указанного в эксплуатации двигателя.

При заправке самолета из топливного бака в своей сети шелковый фильтр и сетку в раздаточном трубопроводе подавать топливо непосредственно при чистом и исправном состоянии фильтра.

Если в сети топливозаправщика нет фильтра, заправку самолета производить через воронку с шелковым фильтром. При заправке самолета топливом из бака самолета топливозаправщика.

1) выключить перед заправкой самолета мулятор, затем заземлить самолет проводом;

2) заполнить топливом полностью бак, плотно закрыть его горловины;

3) залить топливо в передний бак топливом, не доходя до нижнего края горловины бака летом на 20—30 мм, и затем плотно закрыть его;

4) заполнить в случае необходимости баки, при этом порядок их заполнения должен соответствовать порядку заполнения основных баков самолета.

Подвесной бак заливать топливом до нижнего края горловины на 10—15 мм, и на 20—30 мм летом, затем горловину закрыть и законтрить.

Примечания. 1. Не производить заправки топливом, маслом и гидросмесью в зоне потапливания на других самолетах двигателя.

2. При заправке самолета топливом из бака самолета топливозаправщика, воронки и фильтры должны быть чистыми и исправными.

2. СЛИВ ТОПЛИВА ИЗ БАКОВ САМОЛЕТА

Для слива топлива из топливной системы самолета:

1) заземлить самолет и емкость, в которую сливается топливо;

2) слить топливо из переднего бака самолета, расположенный у фильтра;

е до 800°С и оборотов не более
выше максимальных.
двигатель на взлетном режиме не
ем убрать (не быстрее чем за
управления двигателем на упор

ЕНИИ. 1. Приемистость двигателя
проверять только при прогревом
ная форсажной камеры.
мистости двигателя на земле при
ного воздуха выше плюс 15°С
с 5000 об/мин, а не с оборотом

станов "двигателя

я производить следующим обра-

атель перед его выключением,
земле на максимальных оборо-

двигателя:

ки регулируемого сопла выключо-

0—7000 об/мин (обороты, сор-
альной температуре выходящих
двигатель на этом режиме в ге-

ы до малого газа и выдержать
течение 30 сек.

двигатель после его охлаждения,
крана в положение «Закрыто», а из
ает ли топливо из дренажных

Из дренажа стоп-крана топливо вы-
ну же, как только рычаг стоп-крана
авлен в положение «Закрыто», а из
после того, как обороты двигателя

двигателя закрыть створки сопла

выключения двигателя, нет ли до-
ных смч шумов, указывающих на
ателе или агрегатах, установленных
самолетных агрегатов, неисправно-

полной остановки ротора двигателя
тер-номпа"

и течи (постоянной) из дренажных
мер створками и форсажной камеры.
остановки ротора и охлаждения
самолетного воздухозаборного канала

ГЛАВА II

ЗАПРАВКА И ЗАРЯДКА СИСТЕМ САМОЛЕТА ТОПЛИВОМ, МАСЛОМ, ГИДРОСМЕСЬЮ, ВОЗДУХОМ И КИСЛОРОДОМ

1. ЗАПРАВКА БАКОВ САМОЛЕТА ТОПЛИВОМ

Операции по заправке топливом самолетов МиГ-17ПФ и МиГ-17Ф аналогичны операциям на самолете МиГ-17.

Топливо — керосин сорта, указанного в инструкции по эксплуатации двигателя.

При заправке самолета из топливозаправщика, имеющего в своей сети шелковый и фетровый фильтры и сетку в раздаточном пистолете, разрешается подавать топливо непосредственно в баки при чистом и исправном состоянии фильтров.

Если в сети топливозаправщика нет шелкового и фетрового фильтров, заправку самолета производить через воронку с шелковым фильтром. Операции при заправке самолета топливом и последовательность их выполнения:

1) выключить перед заправкой самолета аккумулятор, затем заземлить самолет и топливозаправщик;

2) заполнить топливом полностью задний бак и плотно закрыть его горловину;

3) залить топливо в передний бак так, чтобы уровень топлива не доходил до нижнего обреза заливной горловины бака летом на 20—30 мм, зимой на 10—20 мм, и затем плотно закрыть его горловину;

4) заполнить в случае необходимости подвесные баки, при этом порядок их заполнения независим от порядка заполнения основных баков самолета.

Подвесной бак заливать топливом до уровня ниже нижнего обреза горловины на 10—20 мм зимой и на 20—30 мм летом, затем горловину бака плотно закрыть и законтрить.

Примечания. 1. Не производить заправку самолета топливом, маслом и гидросмесью в зоне потока газов от работающих на других самолетах двигателей.

2. При заправке самолета топливом обращать особое внимание на содержание в чистоте пистолета и шланга топливозаправщика, воронок и фильтров а также горловины баков и их крышек.

2. СЛИВ ТОПЛИВА ИЗ БАКОВ САМОЛЕТА

Для слива топлива из топливной системы самолета:

1) заземлить самолет и емкость, в которую сливается топливо;

2) слить топливо из переднего бака через сливной кран, расположенный у фильтра низкого дав-

ления. Для слива топлива закрыть стоп-кран, открыть заливную горловину и включить насос переднего бака. При неисправном насосе топливо сливать через сливной кран и остатки его через нижнюю пробку бака;

3) слить топливо из заднего бака через сливную пробку, открыв предварительно его заливную горловину.

При полностью заполненном топливом переднем баке для слива топлива из заднего бака необходимо предварительно разъединить разъемные клапаны трубопровода, соединяющего передний и задний баки.

Примечание. Для полного слива топлива из обоих баков рекомендуется слить топливо из заднего бака производить через передний бак, включив для этого насос ПЦР-1 и насос подкачки переднего бака.

3. ЗАПРАВКА МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЯ МАСЛОМ

Операции по заправке масляной системы двигателя самолетов МиГ-17ПФ и МиГ-17Ф аналогичны заправке масляной системы двигателя самолета МиГ-17 и выполняются в следующей последовательности:

1) заправить маслом коробку масляных насосов через заливную горловину, находящуюся у левого верхнего люка;

2) контролировать при заправке уровень масла следующим способом: залить масло с явным избытком и, открыв через нижний левый люк контрольный кран уровня, убедиться в том, что масло вытекает через дренажную трубку, что является доказательством полной заправки масляного сборника;

Примечание. Излишне залитое масло сливать через контрольный кран уровня при проведении предполетного осмотра самолета.

3) заправить маслом через специальную горловину, находящуюся в верхней части, коробку приводов самолетных агрегатов.

Количество заливаемого или находящегося в коробке масла составляет 1,2 л и проверяется по рискам масломера, расположенного рядом с заливной горловиной.

Двигатель заправлять маслом через воронку с сеткой и шелковым полотном. Общая емкость масляной системы двигателя 6 л.

4. СЛИВ МАСЛА ИЗ МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЯ

Масло из системы сливают следующим образом:

- 1) слить масло из коробки масляных насосов через сливной кран, расположенный на дне коробки, предварительно открыв для этого правый нижний люк;

- 2) слить масло из коробки самолетных агрегатов через сливной кран, расположенный на дренажной трубке коробки.

5. ЗАРЯДКА ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЕТА ВОЗДУХОМ

Операции по зарядке воздухом воздушных систем самолетов МиГ-17ПФ и МиГ-17Ф аналогичны зарядке воздушной системы самолета МиГ-17 и выполняются в следующем порядке:

- 1) закрыть перед зарядкой краны: аварийного выпуска шасси и закрылков, наполнения и питания кабины;

- 2) соединить шлангом аэродромный баллон с сжатым воздухом с бортовым штуцером самолета, предварительно продув шланг воздухом;

- 3) открыть краны для зарядки воздухом основных и аварийных баллонов шасси и кран для зарядки аварийного баллона закрылков. Затем открыть вентиль аэродромного баллона и контролировать зарядку по манометрам на правом пульте кабины;

- 4) закрыть краны основных и аварийных баллонов шасси при достижении в аварийных баллонах шасси давления 50 кг/см^2 , в аварийном баллоне закрылков — $110\text{—}130 \text{ кг/см}^2$ и в основных баллонах шасси — $110\text{—}150 \text{ кг/см}^2$;

- 5) закрыть вентиль аэродромного баллона.

6. ЗАПРАВКА ГИДРОСИСТЕМЫ САМОЛЕТА СМЕСЬЮ

Операции по заправке гидросистем самолетов МиГ-17ПФ и МиГ-17Ф гидросмесью аналогичны заправке гидросистемы самолета МиГ-17.

Для заправки гидросмесью основной гидросистемы применяется чистая воронка с частой сеткой (1600 отверстий на 1 см^2).

Как в зимний, так и в летний периоды основная гидросистема заполняется гидросмесью АМГ-10 (емкость системы 22 л).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Для заправки системы применять только чистую (без посторонних примесей и особенно воды) гидросмесь АМГ-10 и в процессе заправки не допускать попадания в нее из атмосферы пыли и воды.

Операции при заправке основной гидросистемы и последовательность их выполнения:

- 1) зарядить воздушную полость гидроаккумулятора сжатым до давления $30 \pm 1 \text{ кг/см}^2$ воздухом, пользуясь приспособлением для зарядки амортизаторов стоек шасси;

- 2) установить самолет на подъемники;

- 3) залить гидросистему смесью следующим образом:

- а) залить вначале полностью бак системы и включить на 20—30 сек. насос тележки аэродромного обслуживания, создав в системе давление 80 кг/см^2 . При этом предварительно ручку переключателя

ППН-45 крана шасси ГА-46 поставить в положение «Выпуск»;

- б) долить смесь в бак и прокачать систему, произведя два—три раза уборку и выпуск шасси, закрылков и тормозных щитков;

- в) стравить давление в системе до нуля, выпуская и убирая тормозные щитки;

- г) проверить уровень смеси в бачке системы по мерной линейке. Уровень смеси должен при выпущенном шасси, убранных закрылках и тормозных щитках достигать риски на мерной линейке.

Если уровень смеси в бачке будет выше указанной риски, излишек ее слить через всасывающий клапан подключения наземного насоса.

Для заправки системы гидроусилителя:

- 1) залить в систему через воронку с частой сеткой (1600 отверстий на 1 см^2) 6 л гидросмеси АМГ-10 (емкость бачка гидроусилителя 4,2 л);

- 2) зарядить гидроаккумулятор воздухом до давления $30 \pm 1 \text{ кг/см}^2$, пользуясь приспособлением для зарядки амортизаторов стоек шасси;

- 3) закрыть после заливки в систему смеси заливную горловину, затем подключить к системе насос тележки аэродромного обслуживания, открыть кран гидроусилителя и прокачать систему. Одновременно для удаления воздуха из системы переложить 20 раз медленно ручку управления самолетом из одного крайнего положения в другое.

Проверить уровень смеси в бачке. Уровень смеси при отсутствии давления в системе должен соответствовать риску на мерной линейке заливной горловины бачка. Если уровень смеси в бачке окажется выше, излишек смеси слить через всасывающий клапан штуцера подключения насоса аэродромного обслуживания.

Примечания. 1. Заменять смесь в системе гидроусилителя через год и в основной системе через два года.

2. Штуцеры клапанов подключения насосов аэродромного обслуживания имеют одинаковую резьбу для основной системы и системы гидроусилителя. Для подключения тележки с насосами имеется один шланг.

7. СЛИВ СМЕСИ ИЗ ГИДРОСИСТЕМЫ САМОЛЕТА

Для слива смеси из основной гидросистемы самолета выполнить следующие операции, соблюдая указанную последовательность:

- 1) установить самолет на подъемники;

- 2) убрать шасси и закрылки, включив для этого насос тележки аэродромного обслуживания;

- 3) стравить давление в системе до нуля, убрав и выпуская тормозные щитки, оставив затем щитки открытыми;

- 4) выпустить аварийно шасси и закрылки;

- 5) стравить давление воздуха из цилиндров шасси и закрылков (см. указания по проверке гидросистемы после аварийного выпуска шасси и закрылков в гл. VI);

- 6) отсоединить шланг высокого давления насоса тележки аэродромного обслуживания от штуцера бортового клапана самолета и ввести его в горловину емкости, предназначенной для слива смеси;

- 7) открыть заливную горловину;

- 8) включить насос тележки аэродромного обслуживания и перекачать смесь из бака в емкость;

- 9) слить смесь из цилиндров шасси и тормозных щитков, для чего установить кран тормозных щит-

ков в положение на уборку шасси. При закрытии щитков смеси из цилиндров в бак, откуда ее сливает сливной клапан подключения аэродромного обслуживания.

Слив смеси из системы гидроусилителя следующим образом:

- 1) присоединить насос тележки аэродромного обслуживания к всасывающему клапану самолета;

- 2) ввести шланг высокого давления аэродромного обслуживания в емкость для слива смеси;

- 3) открыть заливную горловину;

- 4) включить насос тележки аэродромного обслуживания и перекачать смесь.

8. ЗАРЯДКА КИСЛОРОДА САМОЛЕТА

Перед зарядкой кислородом тщательно осмотреть кислородную систему и приборы кислородного оборудования на жиры.

Температура воздуха в °C	+35	-30
--------------------------	-----	-----

Давление кислорода в баллоне в кг/см^2	160	157
---	-----	-----

асси ГА-16 поставить в положение
в бак и прокачать систему, про-
раза уборку и выпуск шасси, за-
вных щитков;
ление в системе до нуля, выпуска
ые щитки;
ровень смеси в баке системы по
Уровень смеси должен при выпу-
бранных закрылках и тормозных
риски на мерной линейке.
меси в баке будет выше указан-
ек ее слить через всасывающий
ния наземного насоса.
системы гидроусилителя:
гему через воронку с частой сеткой
на 1 см²) 6 л гидросмеси АМГ-10
гидроусилителя 4,2 л);
дроаккумулятор воздухом до дав-
м², пользуясь приспособлением для
торов стоек шасси;
е заливки в систему смеси залив-
аием подключить к системе насос
ного обслуживания, открыть кран
прокачать систему. Одновремен-
воздуха из системы переложить
ручку управления самолетом из
положения в другое.
ень смеси в баке. Уровень смеси
вления в системе должен соответ-
мерной линейке заливной горло-
уровень смеси в баке окажется
есл слить через всасывающий кла-
ключения насоса аэродромного об-

1. Заменять смесь в системе гидроуси-
в основной системе через два года.
панов подключения насосов аэродромно-
имеют одинаковую резьбу для основной
гидроусилителя. Для подключения те-
имеется один шланг.

СМЕСИ ИЗ ГИДРОСИСТЕМЫ САМОЛЕТА

и из основной гидросистемы само-
следующие операции, соблюдая
довательность:

самолет на подъемники;
и и закрылки, включив для этого
родромного обслуживания;
вление в системе до нуля, убирая
зные щитки, оставив затем щитки

варийно шасси и закрылки;
вление воздуха из цилиндров шас-
см. указания по проверке гидроси-
ийного выпуска шасси и закрылков

шланг высокого давления насоса
много обслуживания от штуцера
а самолета и ввести его в горлови-
назначенной для слива смеси;

ивную горловину;
сос тележки аэродромного обслу-
чать смесь из бака в емкость;
из цилиндров шасси и тормозных
установить кран тормозных щит-

ков в положение на уборку и вручную закрыть щит-
ки. При закрытии щитков смесь будет вытеснена из
цилиндров в бак, откуда ее следует слить через вса-
сывающий клапан подключения насоса тележки
аэродромного обслуживания.

Слив смеси из системы гидроусилителя произво-
дить следующим образом:

- 1) присоединить насос тележки аэродромного об-
служивания к всасывающему штуцеру бортового
клапана самолета;
- 2) ввести шланг высокого давления насоса те-
лежки аэродромного обслуживания в горловину
емкости для слива смеси;
- 3) открыть заливную горловину;
- 4) включить насос тележки аэродромного обслу-
живания и перекачать смесь.

8. ЗАРЯДКА КИСЛОРОДНОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЕТА

Перед зарядкой кислородной системы самолета
кислородом тщательно осмотреть и очистить арма-
туру и приборы кислородного оборудования от мас-
ла и жиров.

Кислородные баллоны самолета заполнять чистым
медицинским кислородом сорта А (ГОСТ
5583—50).

При зарядке баллонов руководствоваться табл. 2,
указывающей зависимость давления кислорода от
температуры наружного воздуха.

Операции для зарядки самолетных баллонов кис-
лородом:

- 1) присоединить зарядный шланг аэродромного
сосуда с кислородом к бортовому штуцеру самолета,
предварительно продув зарядный шланг кисло-
родом;
- 2) открыть бортовой вентиль и вентили бортовых
баллонов, при этом запорный вентиль оставить за-
крытым;
- 3) открыть после наполнения бортовой сети запор-
ный вентиль и проверить по кислородному указате-
лю давление кислорода в сети. Если давление кис-
лорода окажется меньше, чем указано в таблице
при данной температуре воздуха, подкачать кисло-
род и довести его давление до необходимой вели-
чины;
- 4) закрыть все вентили сети, если предостонт длп-
тельная стоянка самолета.

Таблица 2

Температура воздуха в °С	+35	+30	+25	+20	+15	+10	+5	0	-5	-10	-15	-20	-25	-30	-35	-40	-45	-50
Давление кислорода в баллоне в кг/см ²	160	157	155	152	150	148	145	143	140	138	136	134	131	128	126	124	121	118

ГЛАВА III

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ

1. ПРОВЕРКА РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ
ПЕРЕД ПОЛОТОМ

Перед выполнением каждого полета проверять работу двигателя на земле.

Для проверки запустить двигатель, как это указано в разд. 3 гл. I, затем после его прогрева опробовать двигатель на малом газе и взлетном режиме и проверить его приемистость.

Выполнение полета разрешается только в том случае, если обороты малого газа, максимальные обороты, давление и температура масла и максимальная температура газов за турбиной при проверке будут соответствовать установленным для двигателя характеристикам (см. табл. 1).

2. РЕЖИМЫ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ РУЛЕНИИ
САМОЛЕТА

Начинать руление только после прогрева двигателя и производить его на режимах, при которых температура газов за турбиной не будет выше 720° С.

Не допускать при рулении, чтобы струя выходящих газов была направлена в воздухозаборник другого стоящего на земле самолета.

3. УКАЗАНИЯ ПО ВКЛЮЧЕНИЮ
И ВЫКЛЮЧЕНИЮ ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ

1. Включать форсажную камеру только на максимальных оборотах. Для включения форсажной камеры переместить рычаг управления двигателем вперед, за упор полного газа, причем для перевода рычага через упор нажать имеющуюся на нем гашетку. При этом происходит автоматическое включение всех агрегатов, обеспечивающих запуск и работу форсажной камеры (фиг. 3).

2. Разрешается производить включение форсажной камеры с максимального крейсерского режима непрерывным движением рычага управления двигателем не быстрее чем за 1,5 сек.

3. Контролировать работу форсажной камеры по температуре выходящих газов и давлению топлива перед форсунками форсажной камеры.

Предельные значения температур газов не должны быть выше указанных в табл. 1 эксплуатационных ограничений режимов двигателя (см. стр. 7).

4. Для выключения форсажа перевести двигатель на режим, соответствующий не менее 10870 об/мин, убрав для этого рычаг управления на себя за упор «Полный газ», и убедиться по падению давления топлива перед форсунками форсажной камеры, что последняя выключена. После этого установить требуемое число оборотов двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ. 1. Для предохранения при выключенном форсаже форсажной камеры от сжатия при полетах на больших скоростях (свыше 800 км/час по прибору, в частности, на пикировании) рычаг управления двигателем убирать только до специального промежуточного упора, на котором обеспечивается необходимое число оборотов двигателя (при установке рычага на упор на земле двигатель развивает 8800 об/мин).

2. На самолетах, на которых установлены двигатели с усиленной форсажной камерой, рычаг управления двигателем убирать:

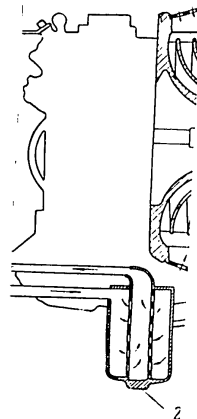
— при выключении форсажа на скоростях полета более 800 км/час по прибору до специального упора, положение которого соответствует 8800 об/мин,

— на режимах без использования форсажа при любых скоростях полета с максимальных оборотов до упора малого газа (не быстрее чем за 1,5—2 сек.).

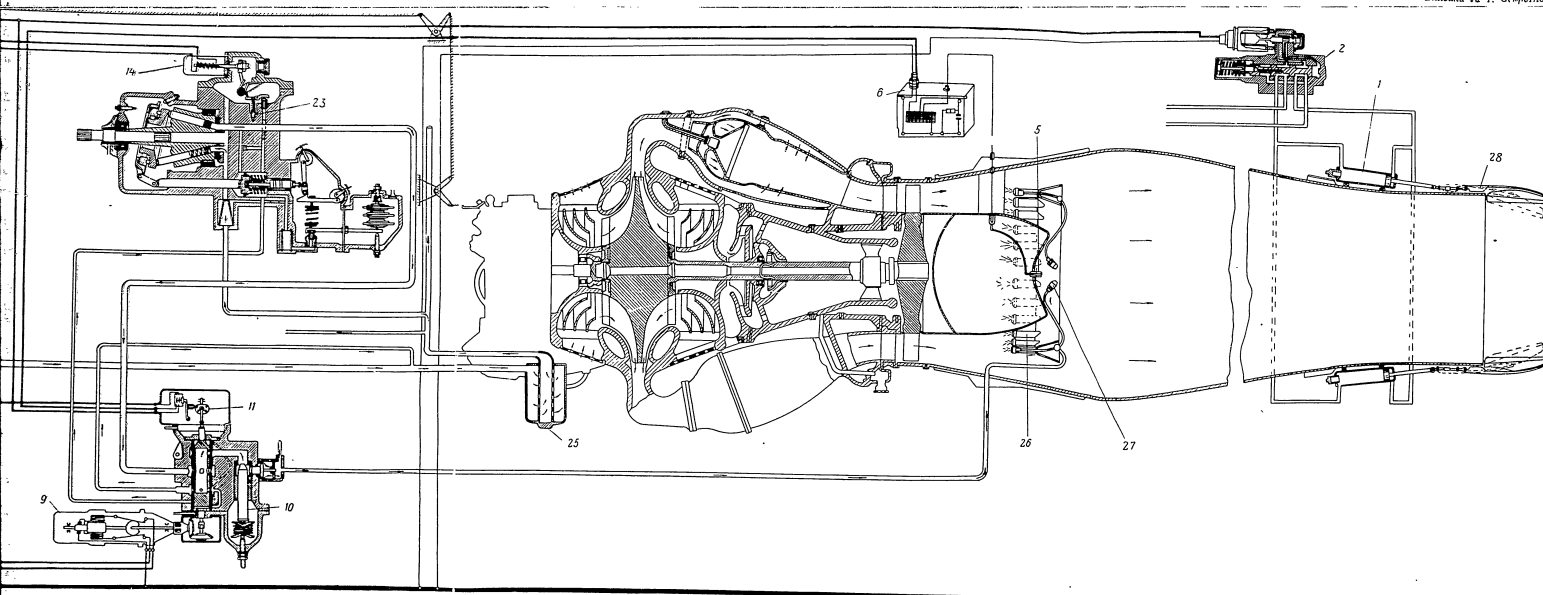
5. Повторно включать форсаж только после охлаждения форсажной камеры на номинальном режиме двигателя в течение не менее 3 мин.

6. Для аварийного выключения форсажной камеры включить автомат защиты сети «Аварийное выключение форсажа» и выключить автомат АЗС «Включение форсажа». При этом должна загореться сигнальная лампочка, а створки регулируемого сопла должны остаться открытыми.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Последующие запуски двигателя не производить до выяснения и устранения причин, вызвавших необходимость применения аварийного выключения форсажа.



двигателя ВК-1ф.
начатель цепи откры-
С-10 «Форсаж двига-
ль ИП-15, 20—мик-
ки положения рыча-
сопла; 21—инерци-
онный предохран



Фиг. 3. Схема управления форсажем двигателя ВК-1Ф.

соплом; 2— катушка КТМ-14А и электромагнитный клапан ГЛ-13М; 12—рычаг управления двигателем; 13—автомат защиты сети АЗС-5 «Бустер-помпа»; 14—сolenoidный клапан аварийного выключения форсажа; 15—автомат защиты сети АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа»; 16—сигнальная лампочка — «форсаж выключен»;

17—выключатель цепи открытия сопла; 18—автомат защиты сети АЗС-10 «Форсаж двигателя»; 19—инерционный предохранитель ИП-15; 20—микровыключатель КВ-4А в цепи блокировки положения рычага сектора газа и механизма закрытия сопла; 21—инерционный предохранитель ИП-5; 22—инерционный предохранитель ИП-50; 23—топливный

насос ПН-14А; 24—дифференциальное минимальное реле ДМР-100; 25—топливный фильтр низкого давления; 26—рабочие форсунки форсажной камеры; 27—пусковые форсунки; 28—топливное сопло с регулируемой площадью сечения.

При частоте вращения газов не допускается работа двигателя на скоростях, указанных в табл. 1 эксплуатационного двигателя (см. стр. 7). Форскара перевести двигатель общий не менее 10870 об/мин, управления на себѣ за упором по падению давления масла форскары камер, что позволит установить пределов двигателя.

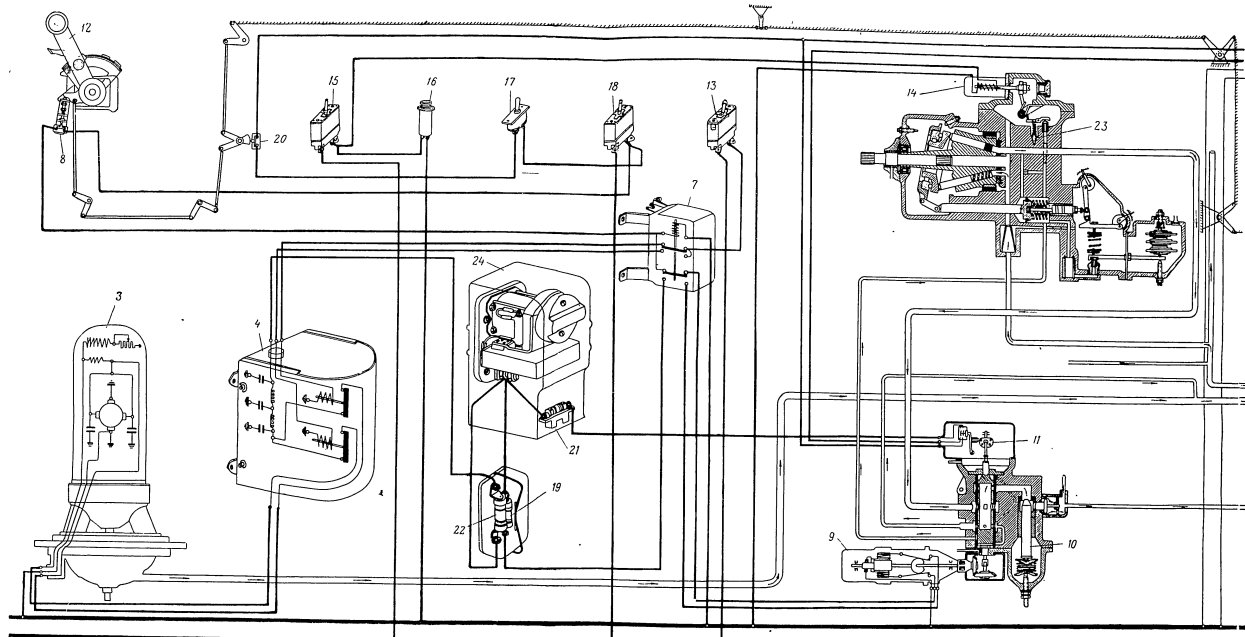
М. 1. Для предохранения от перегрева форскары камеры от больших скоростей (вспыхивания), в частности, на шкворне двигателя убрать только нужного упора, на которое число оборотов рычага на упор на земле (100 об/мин).

которые установлены двигателями камер, рычаг управления на скорости полета прибору до специально которого соответствует использование форскары при с максимальных оборотах (не быстрее чем за 1,5 сек.)

форскару только после камеры на номинальном режиме не менее 3 мин.

выключения форскары камере выключить сети «Аварийное» и выключить автомат АЗС. При этом должна загореться, а створки регулируемого открыты.

Е. Последующие запуски для выяснения и устранения необходимости применения форскары.



1—цилиндр гидравлической системы управления соломом; 2—электрический магнитный клапан ГА-13М/3; 3—электрический насос (агрегат 4224); 4—коробка переключения ПК.500; 5—защитная сетка; 6—пусковая катушка; 7—реле РТ-40; 8—гидравлический клапан КВ-6/2А; 9—автоматический МТ-2 с редуктором; 10—кран АРТ-14А; 11—автоматический выключатель для включения пусковой катушки КТМ-14А и электромагнитного клапана ГА-13М/3; 12—рабочая установка двигателя: 13—автомат защиты секции АЗС-5 «Устери-Полла»; 14—селекторный выключатель для включения выключателя АЗС-5 «Аварийный»; 15—автомат защиты секции АЗС-5 «Аварийный»; 16—сигнальная лампочка «Форжас включен».

ОСОБЕННОСТИ

1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

1. Закрывать в обязательном порядке фюзеляж, крылья и оперение при вылете вне ангара.

2. Не выпускать в полет самолет с обледеневшими или покрытыми инеем и снегом.

Удаление с обледеневших поверхностей скребками и простукиванием обшивки.

Ледяной покров на обледеневших частях растапливать нагретым не более чем 50°С воздухом (во избежание разрушения лакокрасочного покрытия) воздухом, используя для этого нагреватели.

После подтаивания ледяного покрова обшивку мягкой ветошью или ветошью.

3. Обращать особое внимание при стартовом осмотре на сохранение чистоты топливных трубопроводов топливной, масляной и гидравлической систем самолета. При запуске двигателей в холодное время года водов снегом и льдом отогревать их с помощью подогревателей.

4. Не допускается в течение первого полета держать щитки-закрылки в открытом положении в случае перевода самолета из холодных температур в теплое помещение.

5. Сливать конденсат из топливной системы через сливной кран переднего топливного бака при температурах наружного воздуха 5°С и ниже этой температуры.

6. При многодневной стоянке самолета проводить анализ заправленного в него топлива на предмет наличия воды. При обнаружении воды из баков слить и заправить самолет чистым топливом.

2. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДВИГАТЕЛЯ

1. Запускать двигатель ВК-1ф на запуске при температурах наружного воздуха не ниже -30°С.

2. Подогревать периодически двигатели при температурах окружающего воздуха ниже -30°С. В случае необходимости поддержания постоянной боевой готовности, не допускать понижения температуры масла ниже -30°С.

ГЛАВА IV

ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА
В ЗИМНИХ УСЛОВИЯХ

1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

1. Закрывать в обязательном порядке чехлами фюзеляж, крылья и оперение при хранении самолета вне ангара.

2. Не выпускать в полет самолет с обледеневшими или покрытыми инеем и снегом поверхностями. Удаление с обледеневших поверхностей льда скребками и простукиванием обшивки запрещается.

Ледяной покров на обледеневших поверхностях растапливать нагретым не более чем до 60—70°С (во избежание разрушения лакового покрытия самолета) воздухом, используя для этой цели подогреватели.

После подтаивания ледяного покрова удалять его с обшивки мягкой ветошью или волосистой щеткой.

3. Обращать особое внимание в послеполетном и стартовом осмотрах на сохранение чистоты дренажных трубопроводов топливной, масляной и гидравлической систем самолета. При закупорке трубопроводов снегом и льдом отогревать их горячим воздухом из подогревателей.

4. Не допускается в течение первых двух часов держать щитки-закрылки в открытом на 60° положении в случае перевода самолета из условий низких температур в теплое помещение.

5. Сливать конденсат из топливной системы самолета через сливной кран переднего топливного бака при температурах наружного воздуха минус 5°С и ниже этой температуры.

6. При многодневной стоянке самолета производить анализ заправленного в него топлива. При обнаружении в топливе воды некондиционное топливо из баков слить и заправить самолет кондиционным топливом.

2. ОСОБЕННОСТИ ЭКСПЛУАТАЦИИ
ДВИГАТЕЛЯ

1. Запускать двигатель ВК-1ф на земле без подогрева при температурах наружного воздуха не ниже —30°С.

2. Подогревать периодически двигатель при температурах окружающего воздуха ниже —40°С в случае необходимости поддержания самолета в постоянной боевой готовности, не допуская при этом понижения температуры масла ниже —40°С.

Подогрев двигателя производить горячим воздухом (при температуре воздуха на выходе из рукава подогревателя не выше +80°С) или прогонкой двигателя.

Для прогрева двигателя горячий воздух подавать через воздухозаборники фюзеляжа, вставив для этого по рукаву подогревателя в каждый всасывающий канал. При прогреве двигателя заглушка с сопла камеры должна быть снята, а фонарь кабины во избежание обледенения стекол должен быть открыт.

С появлением из сопла теплого воздуха закрыть сопло заглушкой и продолжать прогревать двигатель, пока температура масла не станет выше —40°С.

Примечание При прогреве двигателя подачу горячего воздуха можно производить и через нижние люки для осмотра двигателя, направляя при этом воздух по рукаву подогревателя на коробку масляных насосов и в горловину воздухоотводящей коробки.

3. Прожигать перед запуском двигателя запальные свечи для обеспечения надежного запуска при температурах окружающего воздуха ниже —30°С.

Для прожигания запальных свечей:

а) включить автомат защиты с надписью «Аккумулятор» на правом электрощитке;

б) включить автоматы защиты с надписями «Бустер-помпа, пусковая панель» и «Зажигание, пусковая помпа, соленоиды форсунок» на левом электрощитке;

в) включить не более чем на 15 сек. выключатель с надписью «Зажигание в воздухе» на левом электрощитке и следить, наблюдая через форсажную камеру, за возникновением факелов на пусковых форсунках;

г) при появлении факелов на обоих запальных устройствах выключить выключатель с надписью «Зажигание в воздухе» и произвести нормальный запуск кнопкой на рычаге управления двигателем.

4. Учитывать при температурах окружающего воздуха ниже —30°С затруднительность запуска двигателя, усиление явлений помпажа и кратковременный заброс температуры газа более допустимого предела.

При возникновении во время запуска двигателя явления помпажа прикрыть частично (до средне-

го упора) стоп-кран двигателя, затем после некоторой выдержки и прекращения «помпажа» плавно (не быстрее чем за 1,5—2 сек.) перевести рычаг управления двигателем в положение полного открытия.

Для повышения надежности запуска двигателя рекомендуется перед запуском прикрывать заглушкой всасывающее сопло, оставляя для прохода воздуха только небольшую его часть (примерно 1/6 часть площади). После выхода двигателя на режим малого газа всасывающее сопло открывать полностью.

5. Прогревать и опробовать двигатель на различных режимах обычным порядком, как это указано для летных условий.

При прогреве двигателя закрыть фонарь кабины и открыть кран системы наддува полностью для прогрева кабины.

На непрогретом еще полностью двигателе допустимо кратковременное повышение давления масла на режиме малого газа более $3,5 \text{ kg/cm}^2$.

6. Учитывать, что при температуре окружающего воздуха ниже -10°C двигатель может «недодать» обороты на режимах, соответствующих максимальным оборотам.

В этом случае регулировку топливного насоса не изменять, если давление топлива перед форсунками основного контура двигателя будет не менее 57 kg/cm^2 . При этом тяга двигателя, несмотря на снижение оборотов, будет выше расчетной, и в дальнейшем с повышением температуры окружающего

воздуха максимальные обороты двигателя восстанавливаются до нормы.

7. Произвести во избежание летных происшествий замену топлива на всех самолетах части, если хотя бы на одном из них при выполнении полета будет обнаружено обмерзание фильтра низкого давления топливной системы.

8. Останавливать двигатель только после охлаждения его на режиме $5000\text{—}7000 \text{ об/мин}$ в течение 2,5—3 мин. при открытом регулируемом сопле. Предварительное охлаждение двигателя перед остановом исключает коробление жаровых труб камер сгорания, направляющего аппарата и корпуса турбины. После остановки двигателя сразу же устанавливать заглушки на всасывающее сопло и реактивный насадок.

9. Следить систематически в условиях низких температур наружного воздуха за состоянием резиновых изделий в топливной и масляной системах самолета, учитывая, что из-за ухудшения эластичности резины возможно появление течи в соединениях трубопроводов.

10. Сливать масло из масляной системы самолета при температурах наружного воздуха -40°C и ниже в случае остановки двигателя на продолжительное время. Слив масла производить сразу же после остановки двигателя, не допуская значительного его охлаждения.

При низких температурах наружного воздуха (-40°C и ниже) перед заправкой двигателя и коробки самолетных агрегатов маслом рекомендуется его подогревать до $30\text{—}40^\circ \text{C}$.

1. ОБЩИЕ

Правильное и техническое обслуживание самолета, обеспечение его летно-тактической боеготовности, требующая знания материальной части и оборудования) и т.д.

При замене и ремонте двигателей и механизмов самолета, установке, регулировке, проверке, должны выполняться инструкции последовательности и последовательности выполнения работ.

Примечание. Во время той или иной операции гата снималась, последнюю работ восстанавливать; при этом новой проверке проволочку дить опломбирование контр

Всякий раз по окончании (на крыле, в кабине, в где они производились,

очищено (от опилок, стружки). Особо важно в эксплуатации

держат в хорошем состоянии крытия наружной поверхности недопущение деформаций

Следует учитывать, что тов даже незначительная мок и обшивки крыльев, д

ет изменение его летных с Для сохранения и под

верхности самолета в хор ствующем требованиям в

необходимо: 1. Содержать самолет н

ле каждого летного дня п тирать чистой ветошью, а

лом, гидросмесью, топлив водой с последующей тща тошью и просушкой на воз

2. Удалять пыль, напад их объемах самолета и его ветошью, волосными щет

3. Применять при произв те для предупреждения красочного покрытия маты ные настилы с мягкой рези

льные обороты двигателя восста-
во избежание летных происшеств-
ва на всех самолетах части; если
из них при выполнении полета
обмерзание фильтра низкого дав-
ления системы.

двигатель только после охлаж-
дения 5000—7000 об/мин в течение
открытом регулируемом сопле.
охлаждение двигателя перед
нагробление жаровых труб
аппарата и корпу-
е остановки двигателя сразу же
душки на всасывающее сопло и
ок.

систематически в условиях низкого
воздуха за состоянием рези-
топливной и масляной системах
я, что из-за ухудшения эластич-
можно появление течи в соедине-
н.

то из масляной системы самолета
наружного воздуха —40° С и ни-
ровки двигателя на продолжитель-
апла производить сразу же после
еся, не допуская значительного

температура наружного воздуха
перед заправкой двигателя и ко-
агрегатов маслом рекомендуется
30—40° С.

Правильное и технически грамотное обслужива-
ние самолета, обеспечивая сохранение в эксплуата-
ции его летно-тактических свойств и постоянную
его боеготовность, требует от обслуживающего со-
става знания материальной части (самолета, двига-
теля и оборудования) и инструкций по ее эксплуа-
тации.

При замене и ремонте вышедших из строя агре-
гатов и механизмов самолета операции по их съем-
ке, установке, регулированию и контролю работы
должны выполняться в строго установленной
инструкцией последовательности с применением ре-
комендованного инструмента и приспособлений.

Примечание. Во всех случаях, когда при выполне-
нии той или иной операции проводочная контровка агре-
гата снималась, последнюю необходимо по окончании ра-
бот восстановить; при этом не разрешается применять при
новой контровке проволоку другого диаметра и производ-
ить опломбирование контровки в воинских частях.

Всякий раз по окончании работ на самолете мес-
то (на крыле, в кабине, в воздушном канале и т. д.),
где они производились, должно быть тщательно
очищено (от опилок, стружки и пр.).

Особо важно в эксплуатации сохранение и под-
держание в хорошем состоянии лакокрасочного по-
крытия наружной поверхности планера самолета и
недопущение деформаций его формы.

Следует учитывать, что для скоростных самоле-
тов даже незначительная деформация формы кро-
мок и обшивки крыльев, рулей и элеронов вызыва-
ет изменение его летных свойств.

Для сохранения и поддержания наружной по-
верхности самолета в хорошем состоянии, соответ-
ствующем требованиям высоких скоростей полета,
необходимо:

1. Содержать самолет постоянно в чистоте. После
каждого летного дня поверхность самолета проти-
рать чистой ветошью, а места, загрязненные мас-
лом, гидросмесью, топливом, — промывать теплой
водой с последующей тщательной протиркой их ве-
тошью и просушкой на воздухе.

2. Удалять пыль, накапливающуюся во внутрен-
них объемах самолета и его агрегатах, увлажненной
ветошью, волосными щетками и продувкой сжа-
тым воздухом.

3. Применять при производстве работ на самолете
для предупреждения повреждений его лако-
красочного покрытия маты, коврики или деревян-
ные настилы с мягкой резиновой облицовкой.

ГЛАВА V

УХОД ЗА САМОЛЕТОМ

1. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

4. Следить систематически за состоянием лако-
красочного покрытия самолета. При обнаружении
повреждений протереть поврежденную часть по-
верхности волосной щеткой, удалить с нее следы
коррозии (если имеется коррозия), затем промыть
чистым бензином и загрунтовать грунтом АЛГ-1 с
добавлением к нему 5% алюминиевой пудры. После
просушки на воздухе поврежденное место по-
крыть лаком № 170 и снова просушить.

Примечания. 1. Подкраску мест с поврежденным
покрытием рекомендуется приурочивать к регламентным
работам на самолете и проводить в теплую погоду, учи-
тывая, что для качественной просушки как грунтовки
АЛГ-1, так и лака № 170 требуется время не менее 24 час.
для каждой из этих операций и температура 18—35° С.

2. При обнаружении повреждений лакокрасочного по-
крытия в зимний период необходимо до наступления теп-
лой погоды, позволяющей восстановление повреждения,
как это указано в п. 1, пораженные места консервировать
смазкой и следить за ними.

5. Зачехлять самолеты на стоянке, причем на фо-
нар кабины под основной чехол надевать мягкий
для защиты остекления от царапин.

После дождя чехлы снимать и просушивать, а
самолет проветривать.

После зачехления самолет пришвартовать к што-
порам, закрепляя фалы за основные и переднюю
стойки шасси, под колеса шасси при этом должны
быть поставлены колодки. В гнездо у шпангоута
№ 30 вернуть кольцо, за которое самолет пришвар-
товать к штопорам, подставив под шпангоут № 30
подъемник с ложементом.

2. БУКСИРОВКА САМОЛЕТА АВТОТЯГАЧОМ

Применять для буксировки самолета специальное
приспособление — «водило». Штанга «водила», кре-
пящаяся к передней стойке шасси самолета, является
рычагом для разворота переднего колеса и предо-
хранительным устройством, исключающим набегание
самолета на автотягач при остановке последнего.
Тросы буксировочного устройства крепятся к ушкам
основных стоек шасси.

При буксировке самолета основные воздушные
баллоны его тормозной системы должны быть за-
ряжены, а в кабине должен находиться кто-либо из
обслуживающего состава на случай экстренного
торможения самолета.

Скорость буксировки самолета не должна пре-
вышать 10—15 км/час по бетонированной ВПП и
5—6 км/час вблизи стоянки самолетов и по грунто-
вой взлетно-посадочной полосе.

При буксировке самолета не допускать резкого трогания с места и резкого торможения тягача.

Резкое торможение тягача может деформировать переднюю стойку шасси самолета или штангу «водила».

Примечания 1. Перед буксировкой самолета ручку арретира прицела АСП-3М поставить в положение с надписью «Непод» и сам прицел выключить.

2. При буксировке самолета ночью включать огни АНО

3. УХОД ЗА ОРГАНАМИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ И ДВИГАТЕЛЕМ

А. Управление самолетом и двигателем. Рули и элероны самолета

1. Смазывать шарниры в системе управления самолетом и двигателем смазкой ЦИАТИМ-201, причем загрязненную смазку периодически заменять.

При смазке шарниров проверять состояние их шарикоподшипников, контровку и затяжку болтов.

2. При застопоренном положении ручки управления элероны должны находиться в нейтральном положении, а руль высоты должен быть отклонен вниз.

При приложении к задней кромке корневой дужки элерона и к задней кромке (по наибольшей хорде) руля высоты усилия в 2 кг элероны и руль высоты не должны (в результате люфтов в звеньях проводки управления) отклоняться более чем на 2 мм от нейтрального положения.

Отклонение элеронов проверяется при наличии давления в системе гидроусилителя для того, чтобы исключить влияние люфтов в шарнирных соединениях между гидроусилителем и элеронами.

3. Проверять периодически суммарный люфт в управлении рулем поворота.

Суммарный люфт определяется по отклонению руля поворота от нейтрального положения при неподвижно закрепленных педалях. При приложении к задней кромке корневой нервюры руля усилия в 2 кг отклонение руля не должно превышать 2 мм.

4. Свободный ход ручки при зажатых элеронах и отсутствии давления в системе гидроусилителя не должен быть более 10 ± 2 мм при приложении к ручке, в ее средней части, усилия в 1 кг.

Измерение хода производить по верхней точке ручки. При этом не допускается перемещение исполнительного штока гидроусилителя.

Перемещение ручки должно происходить только в результате свободного хода золотника гидроусилителя и люфтов в шарнирных соединениях звеньев управления между ручкой и гидроусилителем.

5. Свободный ход триммеров, возникающий в результате люфта, не должен быть более 1 мм при приложении к его задней кромке усилия в 1 кг. Ход триммера измеряется по отклонению задней кромки корневой дужки триммера.

6. Люфты в отдельно взятых шарнирных соединениях звеньев управления самолетом не должны выходить за пределы допусков, устанавливаемых при изготовлении и подгонке сопрягаемых деталей. Практически люфты являются допустимыми, если при проверке звеньев управления в их шарнирных соединениях не обнаруживается «стука».

7. Если суммарный люфт в звеньях управления рулями или элеронами превышает норму, а в отдельных шарнирных соединениях «стук» отсутствует, следует проверить люфт в резьбовых соединениях,

регулирующих длину тяг. Люфт в этом случае проверять при ослабленных контргайках соединений и при завернутых ушках и вилках на глубину, определяемую их контрольными отверстиями.

В таких соединениях допускается только поперечный люфт, измеряемый на конце ушка или вилки, причем для коротких ушков он не должен быть более 0,5 мм, для длинных ушков — не более 1,0 мм.

Продольный осевой люфт в резьбе не допускается.

8. Проверять периодически углы отклонения рулей, элеронов и триммеров, сверяя получаемые по измерениям углы с данными нивелировочной схемы самолета.

При измерении отклонений руля высоты и элеронов ручку управления отклонять в крайние положения плавно, не допуская при этом ударов в обшивку крыла противовесов и двигателя триммера элеронов.

9. Просматривать периодически места герметизированных выводов тяг управления, не допуская трещин и надрезов в резиновых манжетах.

Б. Управление закрылками самолета

1. Проверять периодически состояние направляющих рельсов и роликов кареток, очищать их, промывать и смазывать смазкой ЦИАТИМ-201.

Примечание. Уход за шарнирами и рычагами управления закрылками аналогичен уходу за такими же элементами в управлении самолетом.

2. Проверять периодически тросы синхронизации отклонения закрылков и синхронность действия замков, фиксирующих закрылки в убранном положении. Поврежденные тросы заменять новыми. Проверку регулировки управления закрылками производить по указаниям, приведенным в приложении 1.

В. Управление тормозными щитками самолета (фиг. 4 и 5)

Периодически проверять состояние тормозных щитков самолета и системы управления ими.

Для проверки тормозных щитков:

1. Отсоединить штоки цилиндров от щитков.

2. Проверить состояние цилиндров б и поворотных бесшланговых соединений трубопроводов с цилиндрами.

3. Убедиться в отсутствии течи в соединениях трубопроводов. При обнаружении течи заменить уплотняющие кольца.

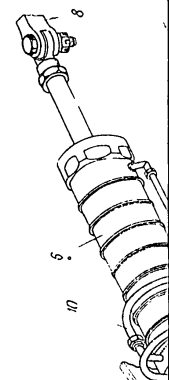
4. Проверить механизм открывания и закрывания щитков при приложении к щитку усилия до 5 кг.

При этом вертикальное отклонение щитка, измеренное по задней его кромке при отсоединенных подъемниках, не должно быть более 3 мм.

Щиток с отсоединенным подъемником под действием усилия в 20—25 кг, приложенного по оси обтекателя на расстоянии 150 мм от задней кромки, должен закрываться и плотно прилегать к обшивке фюзеляжа (местные щели из-за неплотности прилегания продольных кромок щитка не должны быть более 1 мм).

Тормозные щитки в закрытом положении должны с легким натягом прижиматься к фюзеляжу, при этом натяг достигается за счет увеличения хода штока цилиндра на величину, несколько большую.

крепление цилиндра тормозного щитка



у тяг. Люфт в этом случае
нных контргайках соедине-
ушках и вилках на глубину,
ольными отверстиями.

допускается только попе-
ый на конце ушка или вил-
х ушков он не должен быть
иных ушков — не более

офт в резьбе не допускается.
чески углы отклонения ру-
еров, сверяя получаемые по
ными нивелировочной схемы

нений руля высоты и элеро-
тклонять в крайние положе-
а при этом ударов в обшив-
и двигателя триммера эле-

иодически места герметизи-
правления, не допуская тре-
иовых манжетах.

акрылками самолета

чески состояние направляю-
карсток, очищать их, промы-
кой ЦИАТИМ-201.

а шарнирами и рычагами управ-
ищен ухodu за такими же эле-
молета

чески тросы синхронизации
синхронность действия зам-
тки в убранном положении.
менять новыми. Проверку
закрылками производить по
в приложении 1.

ными щитками самолета
4 и 5)

ять состояние тормозных
емы управления ими.
ых щитков:

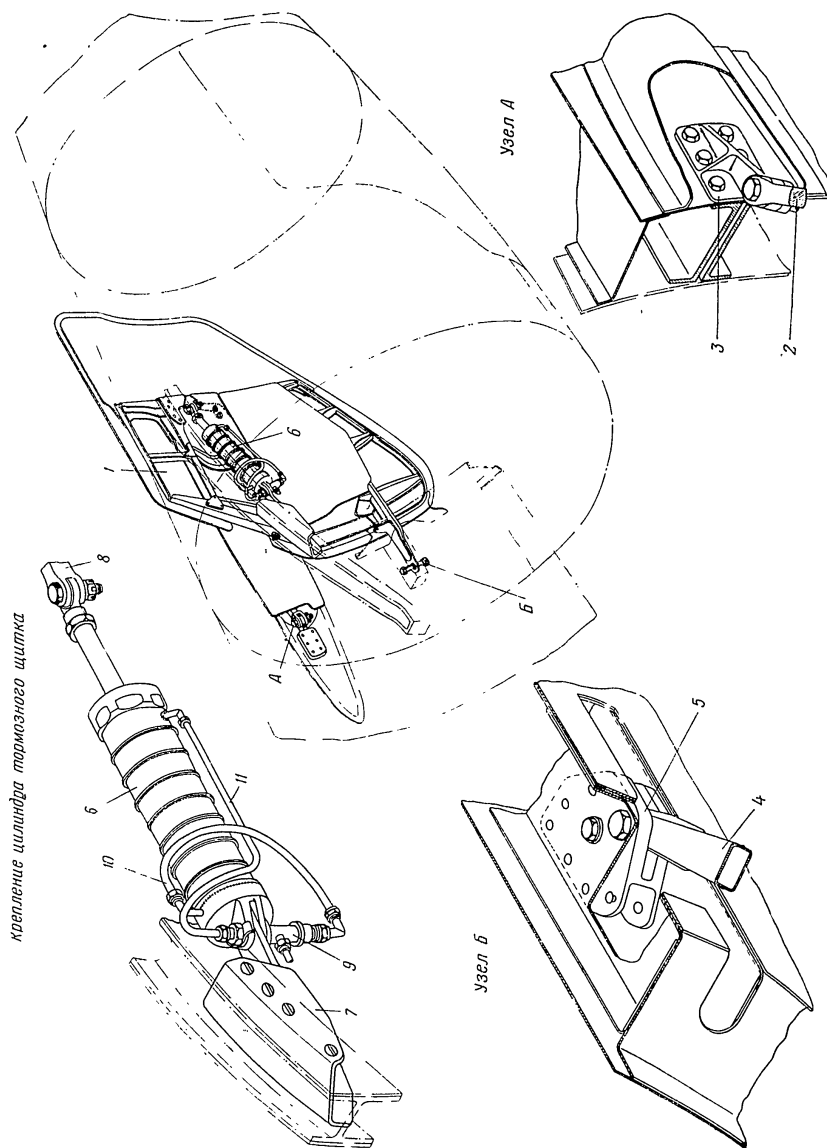
цилиндров от щитков.
е цилиндров 6 и поворот-
нении трубопроводов с ци-

вин зечн в соединениях тру-
жении течи заменить уплот-

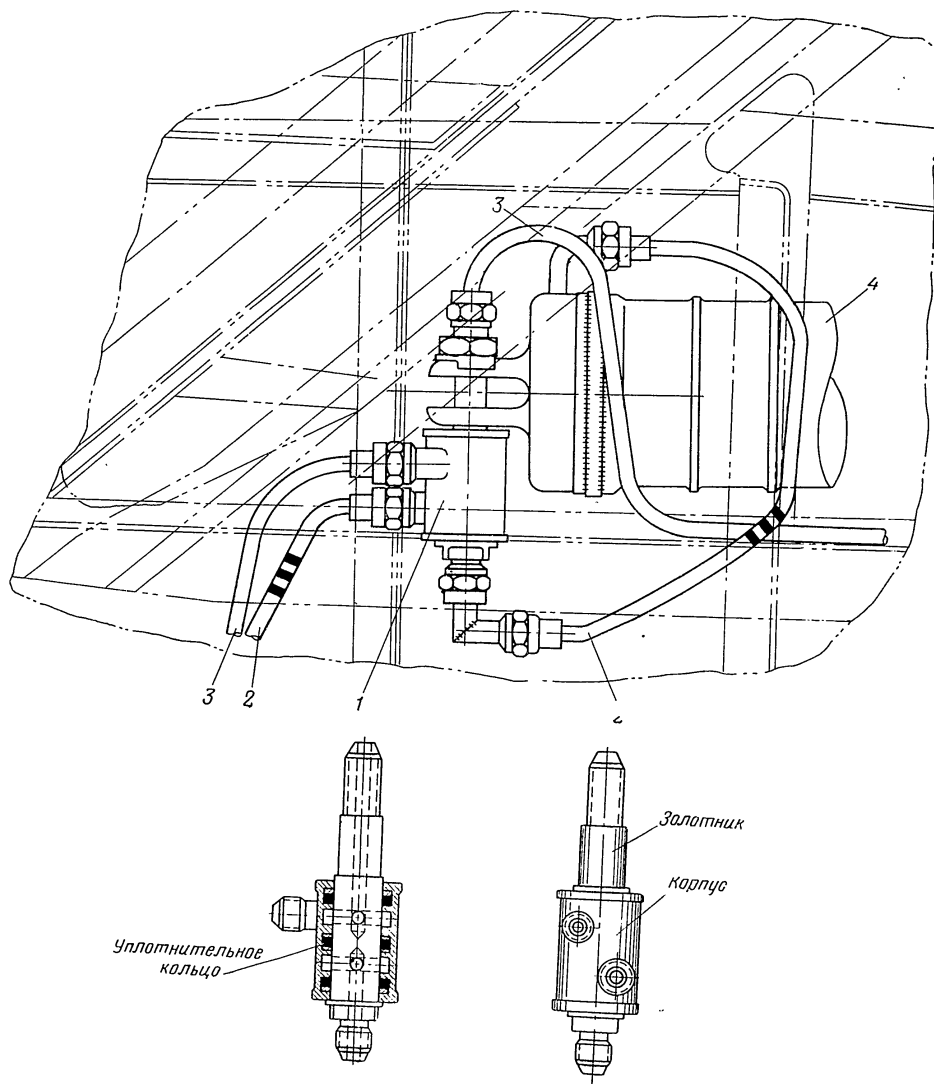
открывания и закрывания
к щитку усилию до 5 кг.
е отклонение щитка, изме-
ромке при отсоединенных
быть более 3 мм.

м подъемником под дей-
г. приложенного по оси об-
150 мм от задней кромки,
отно прилегать к обшивке
и из-за неплотности приле-
щитка не должны быть бо-

крытом положении долж-
жиматься к фюзеляжу, при
за счет увеличения хода
ичину, несколько большую.



Фиг. 4. Конструкция тормозного щитка и узлы его крепления.
1—тормозной щиток; 2—верхний узел фюзеляжа для крепления (подвески) тор-
мозного щитка; 3—верхний узел фюзеляжа для крепления (подвески) тор-
мозного щитка; 4—нижний узел фюзеляжа для крепления (подвески) тор-
мозного щитка; 5—нижний узел фюзеляжа для крепления (подвески) тор-
мозного щитка; 6—цилиндр гидравлической системы управле-
ния тормозным щитком; 7—узел фюзеляжа для крепления



Фиг. 5. Беспланговое соединение трубопроводов гидравлической системы управления тормозным щитком.
1—распределительный коллектор; 2—трубопровод, подающий смесь для уборки щитков; 3—трубопровод, подающий смесь для выпуска щитков; 4—цилиндр гидравлической системы управления тормозным щитком.

чем это необходимо по закрытия щитка.

Регулирование положения выпуск и уборке дост вывертыванием упорных. При каждом регулировании, чтобы поршень в крышку цилиндра и при этом гал к обшивке фюзеляжа.

После регулировки тегания щитков к фюзеляжу. Инициальным завертыванием на 0,5—1 оборот.

Разность в отклонении положения не должна превышать 20 мм.

Свободный ход тормозов при открытии и при наличии подъемника не должен превышать по задней кромке не более 5 кг.

5. Промывать периодически тормозные цилиндры смазкой ЦИАТ.

4. УХОД ЗА ШАССИ

Общие указания

Руководствоваться при обслуживании следующими данными (табл. 3), которые относятся к работе шасси.

А. Основные технические характеристики

Наименование показателей	Единица измерения
Вид амортизации	И
Количество смеси для зарядки одного амортизатора в см ³	3
Марка и состав смеси для зарядки амортизаторов в зимних и летних условиях	А, 20
Марка смеси для зарядки гасителя колебаний переднего колеса в зимних и летних условиях	
Расчетный полный ход амортизатора в мм	
Начальное давление в амортизаторе в кг/см ²	
Тип колеса и его размеры в мм	Двухшасси 660 (К) 8,5
Давление в шине в кг/см ²	
Угол разворота колеса относительно продольной оси самолета	
Давление в тормозной системе в кг/см ² :	
1-я ступень	
2-я ступень	

чем это необходимо по кинематической схеме для закрытия щитка.

Регулирование положения тормозных щитков при выпуске и уборке достигается завертыванием или вывертыванием ушковых болтов в штоках цилиндров. При каждом регулировании обязательно следить за тем, чтобы поршень в крайнем положении упирался в дно цилиндра и при этом тормозной щиток прилегал к обшивке фюзеляжа без усилия.

После регулировки требующаяся плотность прилегания щитков к фюзеляжу обеспечивается дополнительным завертыванием ушковых в штоки цилиндров на 0,5—1 оборот.

Разность в отклонении щитков в открытом их положении не должна при измерении по задней их кромке превышать 20 мм.

Свободный ход тормозного щитка при полном его открытии и при наличии рабочего давления в гидроподъемнике не должен превышать 5 мм (ход измеряется по задней кромке при приложении к ней усилия не более 5 кг).

5. Промывать периодически все шарнирные соединения тормозных щитков чистым бензином и смазывать смазкой ЦИАТИМ-201.

4. УХОД ЗА ШАССИ САМОЛЕТА

Общие указания

Руководствоваться при уходе за шасси и обслуживании их следующими основными техническими данными (табл. 3), которые определяют правильность работы шасси.

Таблица 3

А. Основные технические данные шасси

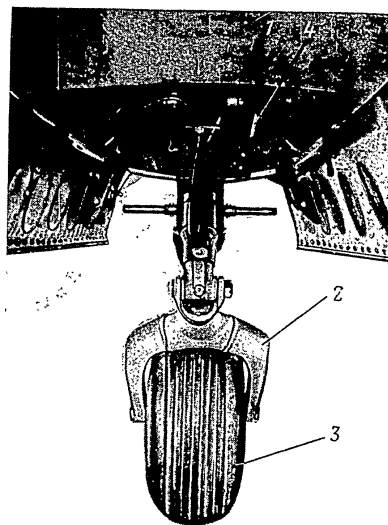
Наименование показателей	Основная стойка шасси	Передняя стойка шасси
Вид амортизации	Воздушно-гидравлическая	
Количество смеси для зарядки одного амортизатора в см ³	310—315	700
Марка и состав смеси для зарядки амортизаторов в зимних и летних условиях	АМ-70/10 (70% глицерина, 20% спирта и 10% воды по весу)	
Марка смеси для зарядки гасителя колебаний переднего колеса в зимних и летних условиях	АМГ-10	
Расчетный полный ход амортизатора в мм	120±2	114±1
Начальное давление в амортизаторе в кг/см ²	90±2	25±1
Тип колеса и его размеры в мм	Двухтормозные 660×160В (КТ-28)	Нетормозное 480×200А
Давление в шине в кг/см ²	8,5±0,2	4±0,2
Угол разворота колеса относительно продольной оси самолета	—	50° (влево и вправо)
Давление в тормозной системе в кг/см ² :		
1-я ступень	4	—
2-я ступень	7	—

Проверять периодически при нормальном полетном весе самолета обжатие шин колес (обжатие основных колес не должно быть более 45 мм, переднего колеса — не более 15 мм).

Если в предполетном осмотре самолета будет обнаружено излишне большое обжатие шин, необходимо проверить их зарядку сжатым воздухом по манометру и при необходимости дозарядить.

Б. Дозарядка амортизатора передней стойки (фиг. 6 и 7)

1. Поднять передним козлом носовую часть самолета до отделения шины переднего колеса от поверхности земли.



Фиг. 6. Передняя стойка шасси (общий вид).

1—амортизационная стойка; 2—вылка; 3—колесо; 4—подъемник.

2. Сравнить давление воздуха из амортизаторов и оставить его в этом положении не менее одного часа для того, чтобы смесь в каналах пришла в состояние покоя.

Примечание. Дозарядка амортизаторов основных и передней стоек производится раздельно. При таком порядке амортизаторы занимают близкое к вертикали положение и исключается ошибка при дозарядке их.

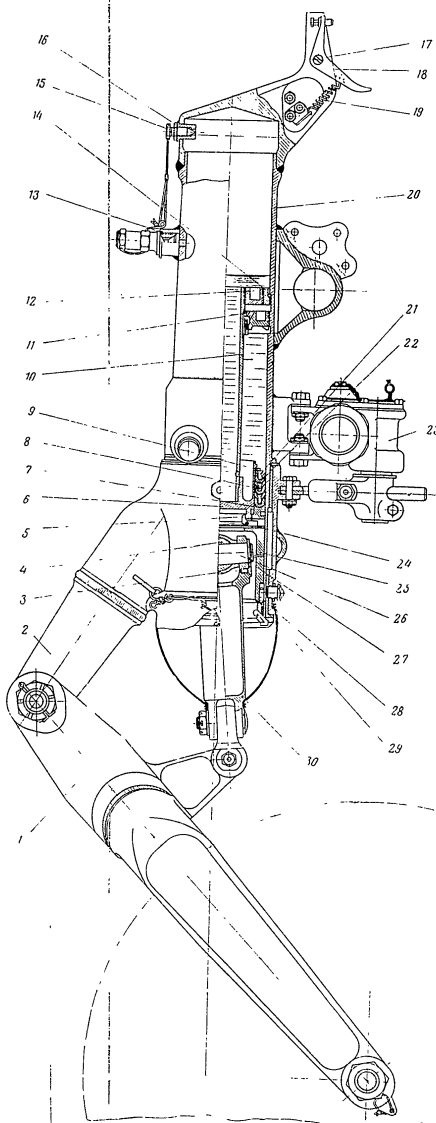
3. Зашприцевать в амортизатор через отверстие зарядного клапана или сливное отверстие около 100 см³ смеси и закрыть зарядный клапан.

4. Опустить плавно носовую часть самолета до полного обжатия амортизатора стойки под собственным весом самолета.

После этого избыток смеси начнет вытекать из амортизатора через сливную пробку, причем предварительно зарядный клапан (расположенный ниже сливной пробки) должен быть закрыт.

Для полного слива избытка смеси выдержать стойку в обжатом положении не менее 20 мин.

Примечание. Если смесь из амортизатора не сливается, необходимо дополнительно залить в него смесь и проверить слив избытка в описанном в пп. 1—4 порядке.



Фиг. 7. Конструкция передней стойки шасси.

1—вилка; 2—нижний узел; 3—штулка; 4—палец; 5—стопор с пружинным кольцом; 6—поршень; 7—гайка; 8—кольцо; 9—шайба; 10—стакан; 11—клапан; 12—гайка; 13—шайба; 14—бухса; 15—болт; 16—гайка; 17—болт; 18—качалка; 19—пружина; 20—верхний стакан; 21—болт; 22—манжета; 23—гаситель колебаний; 24—шайба; 25—кулак верхний; 26—болт; 27—шайба; 28—штифт; 29—кулак; 30—шатуны.

20

5. Завернуть заглушку сливного отверстия.
6. Поднять носовую часть самолета и зарядить амортизатор сжатым воздухом до давления $25 \pm 1 \text{ кг/см}^2$ (указания по зарядке в зимних условиях см. в примечании к п. 5 подраздела В «Дозарядка амортизатора основной стойки»).

В. Дозарядка амортизатора основной стойки (фиг. 8 и 9)

1. Поднять самолет подкрыльными козелками до отделения шин колес от поверхности земли.

2. Сбавить давление воздуха из амортизатора и оставить его в таком состоянии не менее одного часа для того, чтобы смесь заняла в каналах состояние покоя.

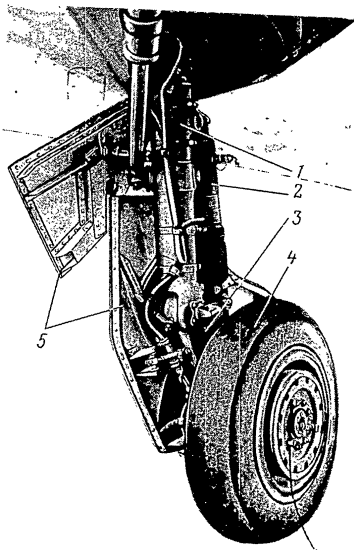
3. Вывернуть зарядный клапан и через его отверстие залить шприцем в амортизатор около 100 см³ смеси.

4. Опустить плавно самолет подкрыльными козелками до полного обжатия амортизаторов под собственным весом самолета.

При нагрузке амортизатора избыток смеси начнет из него вытекать через отверстие зарядного клапана и полностью будет удален после выдержки в течение 15 мин.

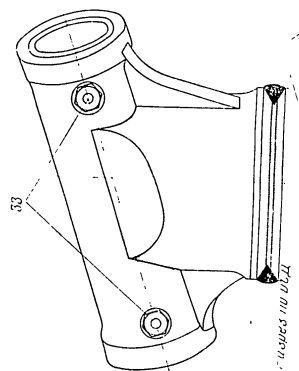
5. Завернуть зарядный клапан амортизатора, снова поднять самолет и зарядить амортизатор сжатым воздухом до давления $90 \pm 2 \text{ кг/см}^2$.

Примечание. В зимний период при зарядке амортизаторов необходимо учитывать зависимость давления от температуры окружающего воздуха и повышать давление воздуха в амортизаторе на 4% сверх установленной нормы на каждые 10° перепада температур между помещением, где производится зарядка, и наружным воздухом.



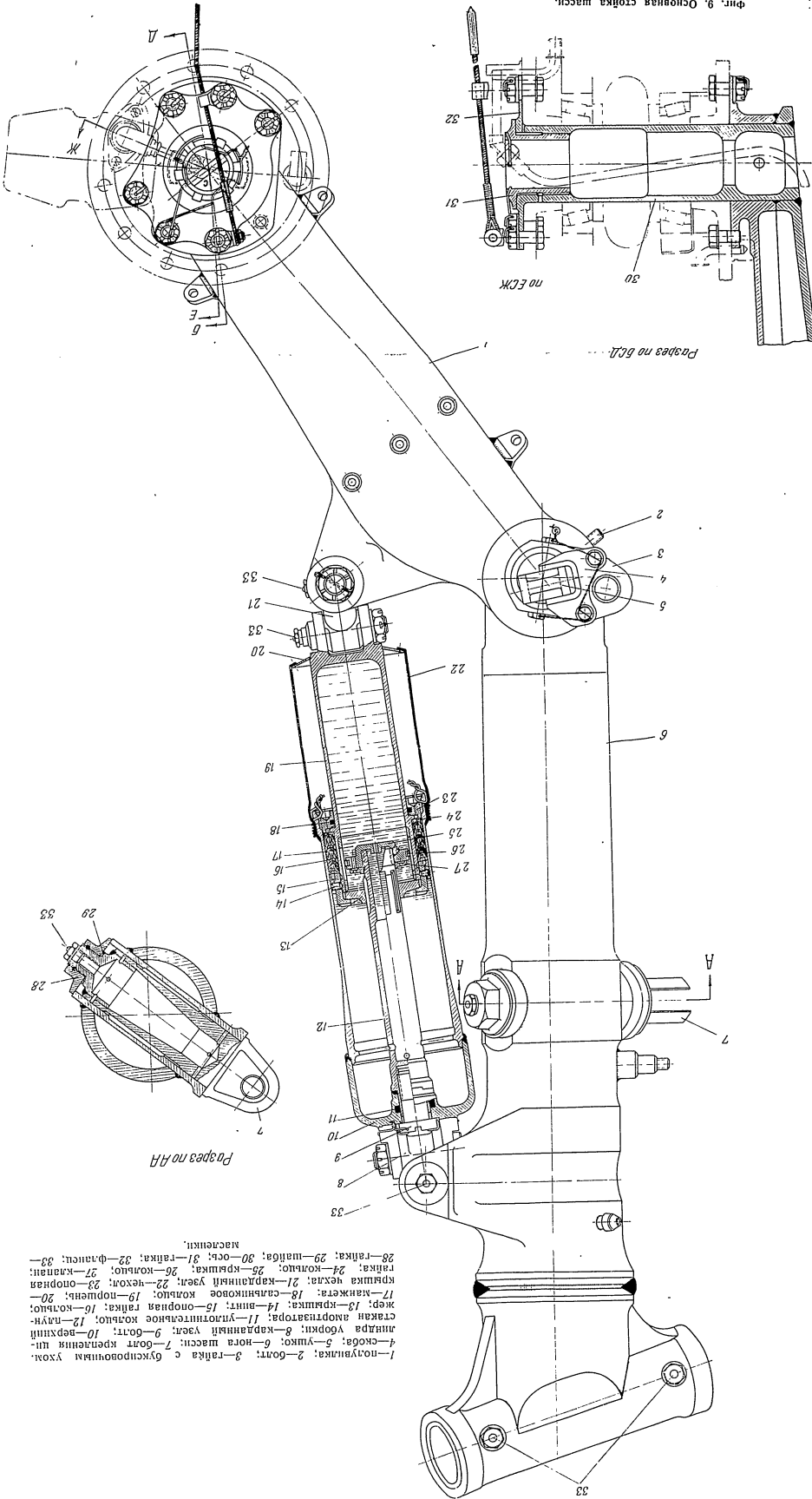
Фиг. 8. Основная стойка шасси (общий вид).

1—нога с узлом подвески; 2—выносной амортизатор; 3—полувилка; 4—колесо КТ-28; 5—щитки основного шасси



1—полувилка; 2—болт; 3—гайка с буксировочным хвостом; 4—сасба; 5—шпиль; 6—нога шасси; 7—болт крепления шасси; 8—выносной амортизатор; 9—болт; 10—верхний стакан; 11—шайба; 12—пружина; 13—шайба; 14—шайба; 15—шайба; 16—шайба; 17—шайба; 18—шайба; 19—шайба; 20—шайба; 21—шайба; 22—шайба; 23—шайба; 24—шайба; 25—шайба; 26—шайба; 27—шайба; 28—шайба; 29—шайба; 30—шайба.

Вариант № 2



Фиг. 9. Основная стойка шасси.

1-подшипник; 2-болт; 3-гайка с бусинчатым ухом; 4-шкворень; 5-ушко; 6-носа шасси; 7-болт крепления ц. лопатки; 8-карданный узел; 9-болт; 10-первый вал; 11-ушотическое кольцо; 12-пальца; 13-крышка; 14-винт; 15-опорная гайка; 16-кольцо; 17-манжета; 18-карданный узел; 19-поршень; 20-опорная гайка; 21-карданный узел; 22-чехол; 23-манжета; 24-кольцо; 25-крышка; 26-кольцо; 27-манжета; 28-гайка; 29-шайба; 30-оси; 31-гайка; 32-фланец; 33-масленки.

16

15

14

13

12

11

10

9

8

7

6

5

4

3

2

1

0

0

0

0

0

0

0

0

0

0

0

0

0

0

0

0

0

0

0

0

0

0

0

Г. Зарядка смесью гасителя колебаний перед колеса (см. фиг. 7)

Смесь заливать в гаситель колебаний перед колеса через его верхнее отверстие, закрывающ пробкой. При заливке необходимо медленно по чивать колесо в одну и другую стороны.

Специальных приспособлений для заливки с не требуется.

Д. Осмотр и проверка шасси

1. При осмотре выпущенного шасси проверить:
а) замки подвески передней и основных стоек;
б) замки щитков;

в) натяжение и состояние тросов, идущих от ков подвески шасси к замкам подвески щитков;
г) люфты щитков в открытом положении.

Допускается люфт щитка на крыле не более на конце и щитка колеса—не более 10 мм на к

д) шарнирные соединения всех качалок, рыча и собачек замков подвески стоек шасси, щитк проводки к ним. При обнаружении заеданий вижной детали снять ее, устранить причину з ния (ржавчину, забитость и т. д.) и затем смазат тали смазкой ЦИАТИМ-201.

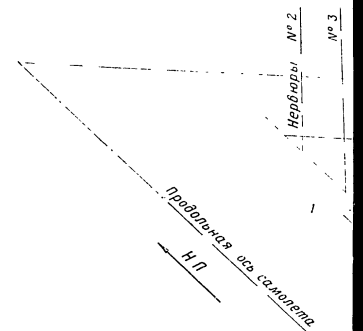
2. Поднять самолет подкрыльными козелка проверить:

а) подгонку щитков основных стоек и колес си к нишам в крыльях при убранном шасси и тральном положении ручки переключателя.

Поверхность щитков должна совпадать с к ром крыла.

Подгонка проверяется по следующим ла (фиг. 10):

— зазор между щитками 1, 2 и 3 основных и контуром выреза в крыле, за исключением по задней кромке щитка 2, не должен быть 2—3 мм;



Фиг. 10. Схема зазоров между щитками 1, 2, 3—щитки

1. Зарядка смесью гасителя колебаний переднего колеса (см. фиг. 7)

Смесь заливать в гаситель колебаний переднего колеса через его верхнее отверстие, закрывающееся пробкой. При заливке необходимо медленно поворачивать колесо в одну и другую стороны.

Специальных приспособлений для заливки смеси не требуется.

Д. Осмотр и проверка шасси

1. При осмотре выпущенного шасси проверить:

- а) замки подвески передней и основных стоек;
- б) замки щитков;
- в) натяжение и состояние тросов, идущих от замков подвески шасси к замкам подвески щитков;
- г) люфты щитков в открытом положении.

Допускается люфт щитка на крыле не более 5 мм на конце и щитка колеса—не более 10 мм на конце;

д) шарнирные соединения всех качалок, рычагов и собачек замков подвески стоек шасси, щитков и проводов к ним. При обнаружении заеданий подвижной детали снять ее, устранить причину заедания (ржавчину, забоины и т. д.) и затем смазать детали смазкой ЦИАТИМ-201.

2. Поднять самолет подкрыльными козелками и проверить:

- а) подгонку щитков основных стоек и колес шасси к нишам в крыльях при убранном шасси и нейтральном положении ручки переключателя.

Поверхность щитков должна совпадать с контуром крыла.

Подгонка проверяется по следующим зазорам (фиг. 10):

- зазор между щитками 1, 2 и 3 основных стоек и контуром выреза в крыле, за исключением зазора по задней кромке щитка 2, не должен быть более 2—3 мм;

- зазор по задней кромке между щитком 2 стойки и крылом 4—5 мм. Если зазор окажется меньше, подпилить щиток;

- зазор между щитком 3 на крыле и щитком 2 стойки 6—8 мм;

- зазор между щитком 2 стойки и щитком 1 колеса 2—3 мм;

б) подгонку щитков переднего колеса к нише в фюзеляже. Подгонка проверяется при убранном шасси и нейтральном положении ручки крана переключателя положения шасси по следующим зазорам (фиг. 11):

- зазор между щитками колеса и контуром выреза в фюзеляже 6—7 мм;

- зазор между торцевой кромкой щитка и контуром выреза в фюзеляже 1—2 мм;

- зазор между клапаном и вырезом ниши фюзеляжа у рамы № 4 по продольной кромке 2,5 мм и по поперечной (торцевой) 4,5 мм;

- в) легкость вращения колес и эффективность их торможения.

3. Проверить при рулении самолета и опробовании двигателя тормоза колес.

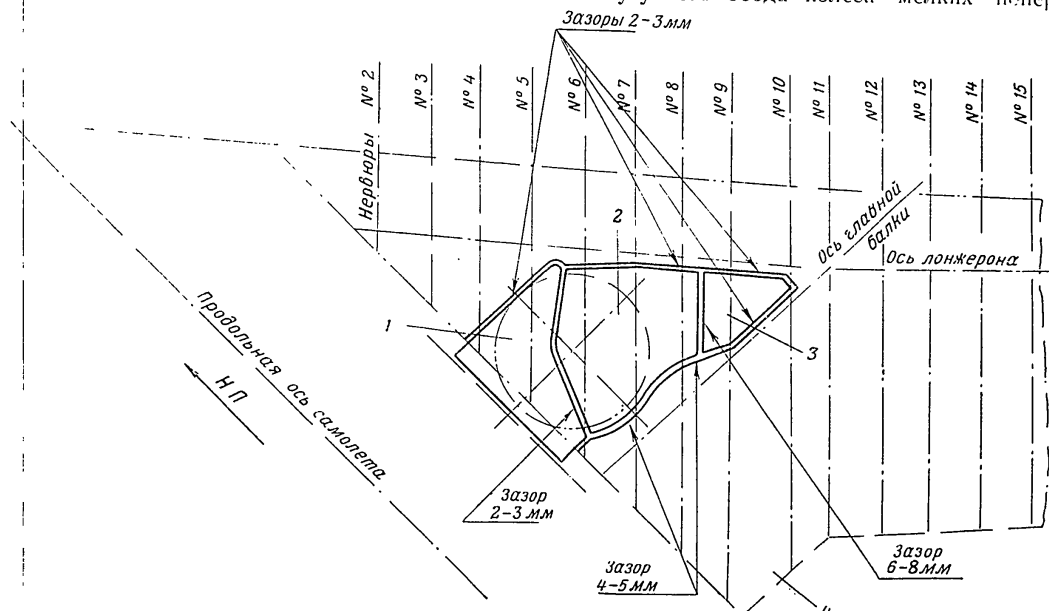
Нормально действующие тормоза должны удерживать самолет во время опробования двигателя при увеличении оборотов до 10000 об/мин.

При рулении летчик должен проверять эффективность не только одновременного, но и раздельного торможения каждого из колес.

В эксплуатации колес наблюдаются следующие дефекты:

- а) снижение эффективности тормозов на колесах, имеющих камерные тормоза, в результате образования на фрикционных колодочках смолистого нагара. Для устранения такого дефекта колодки следует промыть бензином и зачистить наждачным полотном № 00;

- б) появление на внутренней поверхности тормозного чугунного обода колеса мелких поперечных

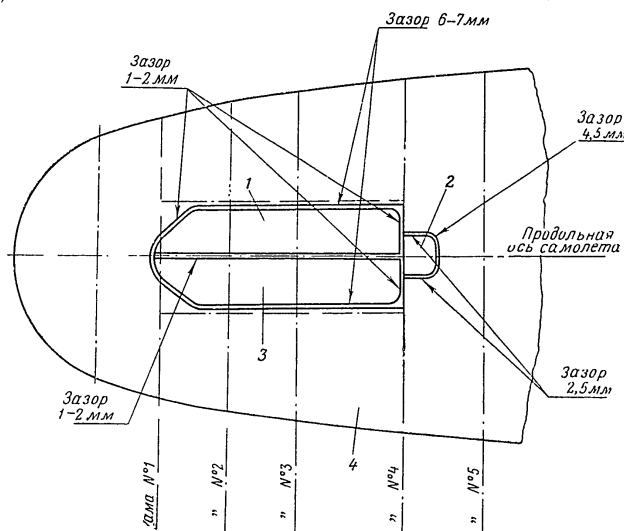


Фиг. 10. Схема зазоров между щитками основной стойки шасси и контуром выреза в крыле.
1, 2, 3—щитки основной стойки шасси; 4—крыло.

трещин. Такие трещины не вызывают ухудшения торможения и допустимы в эксплуатации колес, но становятся опасными, если они развиваются на всю глубину чугунного обода и выходят на внешний торец тормозного барабана. При обнаружении мелких трещин за ними должно быть установлено систематическое наблюдение. Колеса с глубокими трещинами заменять новыми;

в) износом втулок и болтов верхнего и нижнего карданов.

В каждом случае обнаружения излишне большого суммарного люфта передней стойки шасси необходимо установить причины возникновения такого дефекта и устранить их установкой утолщенной пластины упора на шпангоуте № 4 либо заменой износившихся болтов и втулок новыми и т. д.



Фиг. 11. Схема зазоров между щитками передней стойки шасси и контуром выреза в фюзеляже.

1, 3—щитки передней стойки шасси; 2—крышка клапана, 4—носовая часть фюзеляжа.

в) проворачивание покрышки относительно обода колеса, определяемое по смещению рисок, нанесенных краской на покрышке и ободу. При обнаружении смещения рисок колесо переснарядить, проверяя при этом состояние его камеры и зарядного ниппеля.

4. Проверять периодически износ тормозных колодок колес, не допуская уменьшения их толщины менее 8 мм.

5. Заправлять подшипники колес только смазкой НК-50.

6. Проверять при снятии колес и перед заправкой их смазкой продольные (в направлении продольной оси самолета) и поперечные люфты стоек шасси. Люфты стоек измеряются в местах соединения их с осью колес и при приложении к стойке усилия в 15 кг, как это показано на фиг. 12.

Продольные люфты на передней и основных стойках не должны превышать 5 мм, поперечные — на передней стойке не более 5 мм и на основной стойке не более 10 мм.

Увеличение люфта сверх указанных величин на передней стойке в основном может быть вызвано:

а) увеличением имеющегося зазора (0,1—0,15 мм) между верхним рогом стойки и упором на шпангоуте № 4;

б) износом болта и втулки в сочленении вилки с нижним узлом стойки;

5. УХОД ЗА ОСТЕКЛЕНИЕМ ФОНАРЯ

1. Проверять периодически состояние остекления фонаря, учитывая необходимость бережного и осторожного обращения с ним. Особенно внимательно следить за состоянием переднего бронестекла козырька, не допуская появления на нем даже малейших царапин и грязи, вызывающих значительные искажения при прицеливании.

2. Закрывать всегда при стоянке самолета фонарь чехлом для предохранения остекления от вредного действия солнечных лучей, дождя и снега. Чехол обеспечивает при этом циркуляцию под ним воздуха.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Применять всегда средства защиты остекления фонаря от попадания на него ацетона, бензина, смывок и тем более растворителей.

3. Промывать остекление для удаления грязи и масляных пятен следующим образом:

а) сначала удалять масляные пятна и грязь, легко протирая остекление сухой мягкой салфеткой;

б) затем промыть его с помощью мягкой хлопчатобумажной ветоши теплой мыльной водой (3—5%-ный раствор) и после этого чистой водой;

в) после промывки остекление протереть досуха мягкой байковой салфеткой.

Примечания. 1. Применение бензина для промывки остекления разрешается только в зимнее время.

болтов верхнего и нижнего
наружения излишне большо-
передней стойки шасси необ-
ичины возникновения такого
установкой утолщенной пла-
уте № 4 либо заменой изно-
ток новыми и т. д.

30.300
4.2.41.11

устройство
шасси

Вазер
2.2.41.11

ЭКЛЕИЕМ ФОНАРЯ

нески состояние остекления
одимость бережного и осто-
ни. Особенно внимательно
перешего бронестекла ко-
вления на нем даже малей-
вызывающих значительные
ванни

он стойке самолета фонарь
ны остекления от вредного
ен, дождя и снега. Чехол
циркуляцию под ним воз-

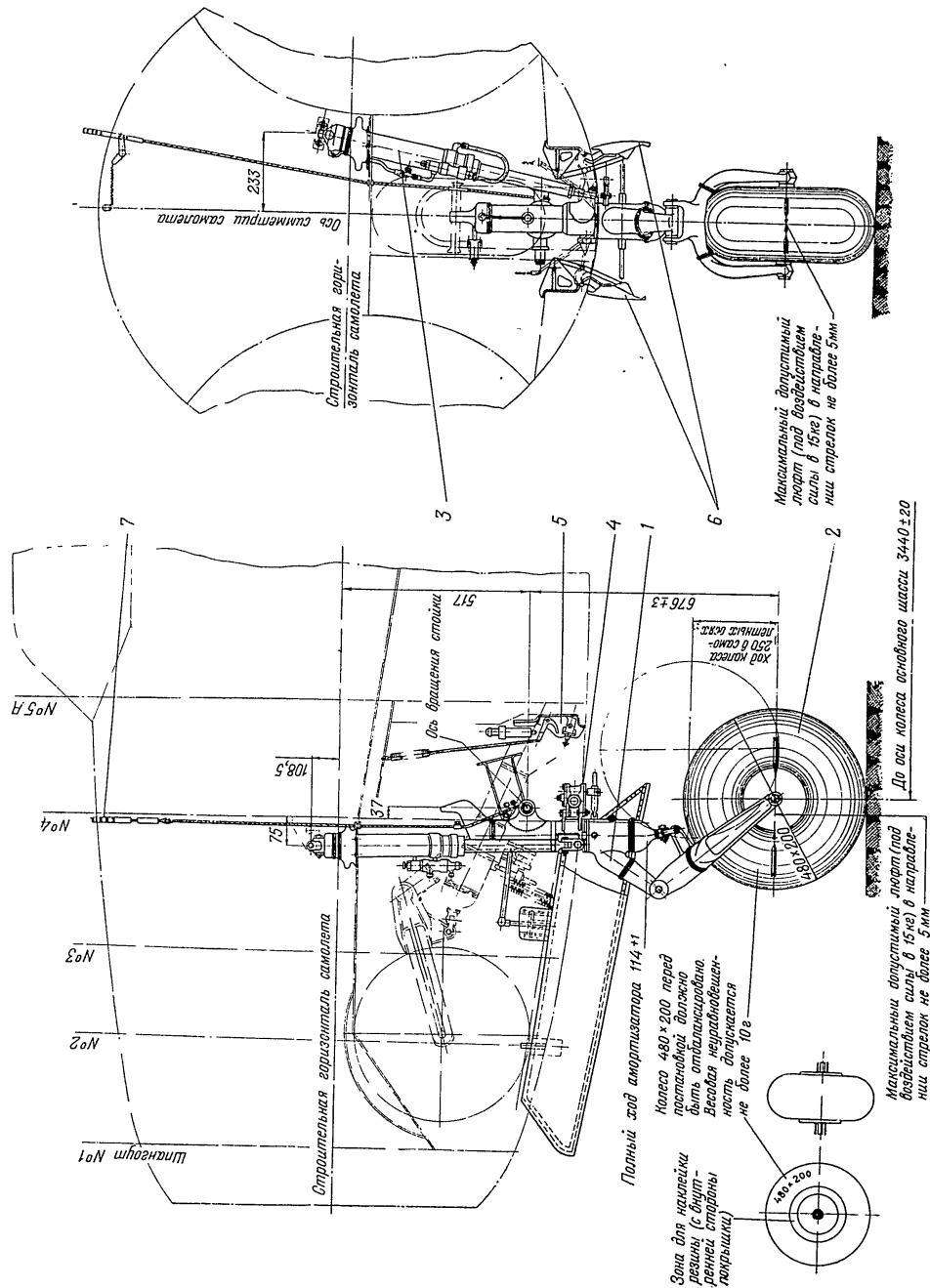
Применять всегда сред-
фонари от попадания на
мывок и тем более раство-

не для удаления грязи и
ним образом:

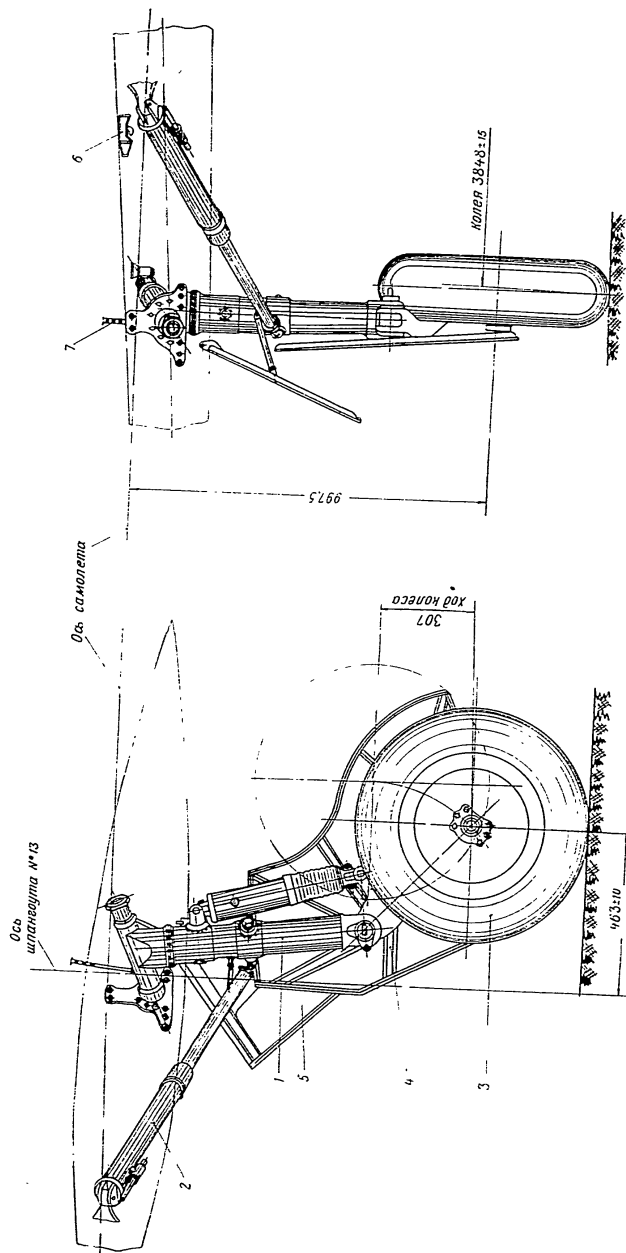
ствяные пятна и грязь, лег-
ухой мягкой салфеткой;
е помощью мягкой хлопча-
тон мыльной водой (3-
те этого чистой водой;

текление протереть досуха
кой

менение бензина для промывки
нко и зимнее время.



Фиг. 12. Схема установки передней стойки шасси.
1—передняя стойка; 2—колесо; 3—цилиндр уборки; 4—гаситель колебаний; 5—замок стойки в убранном положении; 6—шпиги; 7—механический указатель положения стойки.



Фиг. 13. Схема установки основной стойки шасси.
1—стойка; 2—цилиндр уборки; 3—колесо КТ-28; 4—цилок колеса; 5—шток на крыле; 6—замок убранного положения; 7—механический указатель положения стойки.

2. Салфетки для промывки необходимо использовать только для промывки.
3. Вода для промывки (кабины) остекления не должна содержать изоляционные прокладки.
4. При промывке остекления не допускать попадания мыльной воды на фюзеляж.
5. Не допускать при промывке попадания мыльной воды на фюзеляж.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ
При остеклении фонаря, учитывая возникновение статического электричества, не допускать касания верхности стекла.

4. Выводить волосы остекления фонаря, только полированием.
5. Полирование остекления, независимо от температуры, не допускать.

Полирование остекления фонаря ВИАМ-2 вручную.

Для полирования остекления фонаря ВИАМ-2 использовать пасту ВИАМ-2, количество пасты ВИАМ-2 наносить на поверхность остекления при легком нажатии пальца, затем поперек движениями. Избегать перегрева поверхности остекления от длительного трения.

Допускается полирование остекления.

После полирования и протирания пастой ВИАМ-2 остекление должно быть обязательно высушено.

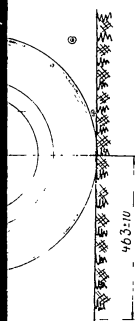
Вывод «серебра» на остеклении, зачистки, шлифовки, местного подогрева запрещается. Допускается только временная зачистка, но в бо́льшем объеме, чем прежде.

5. При снятии с фонаря остекления оно должна быть установлена в вертикальном положении.

Не разрешается укладка остекления на какой-либо стол.

6. УХОД ЗА ДЕТАЛЯМИ ИЗГОТОВЛЕННЫМИ

1. Проверять систематически состояние изготовленных из электро...



Фиг. 13. Схема установки основной стойки шасси.
1—стойка, 2—цилиндр уборки, 3—колесо КТ-28, 4—шток колеса, 5—шток на крыле, 6—замок убранного положения, 7—механический указатель положения стойки.

2 Салфетки для промывки должны быть чистыми, предварительно постиранными. Во время промывки стекол салфетки необходимо часто прополаскивать в воде.

3. Вода для промывки должна быть чистой.

4. При промывке внутренней поверхности (со стороны кабины) остекления не допускать попадания воды за теплоизоляционные прокладки, расположенные по бортам фонаря.

5 Не допускать при промывке остекления попадания мыльной воды на фюзеляж самолета.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не пользоваться при протирке остекления фонаря шерстяными салфетками, учитывая возникновение на нем от трения электростатического заряда, притягивающего пыль к поверхности стекол.

4. Выводить волосовые царапины и риски на остеклении фонаря, затрудняющие наблюдение, только полированием. Выведения этих дефектов шкуркой, независимо от их расположения на остеклении, не допускать.

Полирование стекол должно вестись только пастой ВИАМ-2 вручную.

Для полирования стекол применять тампон из гигроскопической ваты, пропитанный небольшим количеством пасты ВИАМ-2, при этом сначала протирать им при легком нажиме руки вдоль царапины и риски, затем поперек и в заключение круговыми движениями. Избегать при полировании местных перегревов поверхности стекла в результате слишком длительного трения.

Допускается полирование всей поверхности стекла.

После полирования и протирки остекления фонаря пастой ВИАМ-2 отжиг его в выпуклых частях не обязателен.

Вывод «серебра» на остеклении методами зашкуривания, зачистки, шлифования, полирования или местным подогревом запрещается, так как этим достигается только временный эффект и «серебро» снова возникает, но в более интенсивной степени, чем прежде.

5. При снятии с фонаря створки она сейчас же должна быть установлена на специальном стеллаже в вертикальном положении и защищена кожухом.

Не разрешается укладка створки на землю или на какой-либо стол.

6. УХОД ЗА ДЕТАЛЯМИ САМОЛЕТА, ИЗГОТОВЛЕННЫМИ ИЗ ЭЛЕКТРОНА

1. Проверять систематически состояние деталей, изготовленных из электрона, учитывая недостаточ-

ную их стойкость против коррозии. Эти детали имеют отличительную окраску синего или зеленого цвета.

Вздутые лакового покрытия или рыхлый влажный осадок светло-серого цвета, под которым наблюдается разрушение металла, являются признаками коррозии на деталях из электрона.

Доступные для осмотра детали из электрона (колеса, кронштейны в кабине и т. п.) осматривать периодически, а закрытые (кронштейны в крыле) — при выполнении на самолете регламентных работ. При осмотрах обращать внимание на наконечники перемычек металлизации, под которыми может возникать коррозия.

2. Промывать детали из электрона при попадании на них растворов солей, кислоты, щелочи или пены от огнетушителя теплой водой, затем их просушивать и протирать чистым бензином.

3. Выводить коррозию на деталях следующим образом:

а) пораженное коррозией место тщательно зачистить стеклянной шкуркой № 00 и 000 до полного удаления следов коррозии;

б) очищенное шкуркой место обезжирить, протерев его чистой салфеточной тканью, смоченной в чистом бензине;

в) смазать зачищенное место раствором селенистой кислоты и затем просушить.

Для приготовления раствора селенистой кислоты на один литр воды берется 20 г селенистой кислоты и 10 г двухромового натрия;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не допускать попадания селенистой кислоты на соседние детали.

г) оголенный участок покрыть слоем грунта АГ-10 и затем тщательно просушить в течение 4—3 час. при температуре 18—35° С, после чего вторично покрыть слоем грунта АГ-10 и снова тщательно просушить;

Примечание. Допускается вместо быстросохнущего грунта АГ-10 применять грунт АЛГ-1, увеличив при этом время его просушки при температуре 18—35° С до 24 час.

д) после грунтовки зачищенное место покрыть эмалью А9 или А9Ф (для колес шасси применять эмаль А24Г).

После нанесения эмали деталь тщательно просушить при температуре 18—35° С.

При температурах более низких соответственно увеличивается время сушки.

4. Заменять детали, сильно пораженные коррозией, имеющие значительное количество глубоких очагов ее по всей поверхности, либо имеющие одиночные глубокие кратеры.

ГЛАВА VI

ОБСЛУЖИВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ОСНОВНОЙ
ГИДРОСИСТЕМЫ, СИСТЕМЫ ГИДРОУСИЛИТЕЛЯ
И ВОЗДУШНОЙ СИСТЕМЫ САМОЛЕТА

1. ОСНОВНАЯ ГИДРОСИСТЕМА

Основная гидравлическая система предназначена для уборки и выпуска шасси, закрылков, тормозных щитков и для открывания и закрывания регулируемого сопла двигателя. Принципиальная и монтажная схемы системы приведены на фиг. 14.

А. Технические данные

Давление, при котором насос системы переключается на холостой ход . . .	140—5 кг/см ²
Давление, при котором насос системы переключается на рабочий ход . . .	80±5 кг/см ²
Давление, на которое отрегулирован предохранительный клапан системы при расходе смеси 20 л/мин . . .	150±5 кг/см ²
Давление в воздушной камере гидроаккумулятора (при отсутствии давления в системе) . . .	30±1 кг/см ²
Давление, на которое отрегулирован редуктор в системе подавливания смеси в бачке . . .	0,7±0,1 кг/см ²
Давление, на которое отрегулирован предохранительный клапан системы подавливания смеси в бачке . . .	1,5±0,3 кг/см ²
Количество смеси, заливаемой в систему . . .	22 л
Количество смеси в бачке . . .	6 л
Емкость бачка основной гидросистемы . . .	9 л

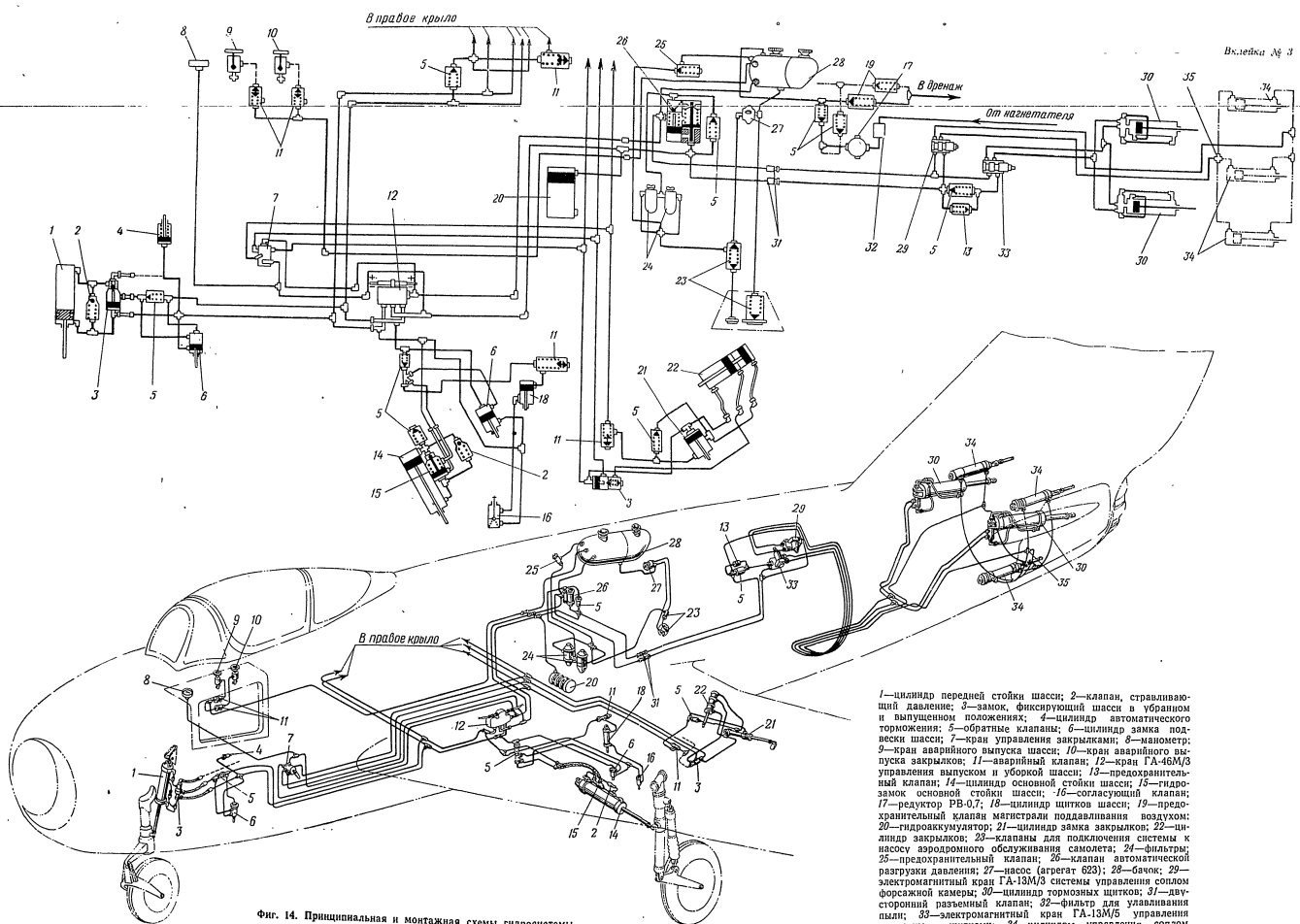
Для удобства эксплуатации и монтажа трубопроводы гидросистемы, системы гидроусилителя и воздушной системы маркируются по цвету окраски и, кроме того, у накидных гаек трубопроводы имеют по три разноцветных кольцевых полоски, указывающие назначение трубопровода. Маркировка трубопроводов приведена на фиг. 15 и в табл. 4.

Таблица 4

Маркировка трубопроводов основной гидросистемы, системы гидроусилителя и воздушной системы

Назначение трубопроводов	Цвет окраски		
	трубопроводов	кольцевых полос на трубопроводах у накидных гаек	
		две крайние	средняя
Основная гидросистема	Серый		
Выпуск шасси	Серый	Синий	Красный

Назначение трубопроводов	Цвет окраски		
	трубопроводов	кольцевых полос на трубопроводах у накидных гаек	
		две крайние	средняя
Уборка шасси	Серый	Синий	Желтый
Выпуск закрылков на угол 20°	Серый	Желтый	Красный
Выпуск закрылков на угол 60°	Серый	Желтый	Черный
Уборка закрылков	Серый	Желтый	Желтый
Выпуск тормозных щитков	Серый	Зеленый	Красный
Уборка тормозных щитков	Серый	Зеленый	Желтый
Выпуск щитков шасси	Серый	Голубой	Красный
Уборка щитков шасси	Серый	Голубой	Желтый
Нагнетающая магистраль	Серый	Черный	Черный
Всасывающая магистраль и слив	Серый	Нет полос	
Открытие сопла двигателя	Серый	Коричневый	Красный
Закрытие сопла двигателя	Серый	Коричневый	Желтый
Система гидроусилителя	Зеленый		
Нагнетание	Зеленый	Черный	Черный
Слив	Зеленый	Нет полос	
Воздушная система	Черный		
Трубка высокого давления	Черный	Нет полос	
Трубка низкого давления (к потребителю)	Черный	Серый	Серый
Тормоза шасси	Черный	Желтый	Желтый
Трубка к аварийным блядам	Черный	Красный	Красный
Аварийный выпуск шасси	Черный	Красный	Синий
Аварийный выпуск закрылков	Черный	Красный	Желтый



Фиг. 14. Принципиальная и монтажная схемы гидросистемы.

1—цилиндр передней стойки шасси; 2—клапан, стабилизирующий давление; 3—замок, фиксирующий шасси в убранном и выпущенном положениях; 4—цилиндр автоматического торможения; 5—обратные клапаны; 6—цилиндр звяка подвески шасси; 7—кран управления закрылками; 8—манометр; 9—кран аварийного выпуска шасси; 10—кран аварийного выпуска закрылков; 11—аварийный клапан; 12—кран ТА-46М/3 управления выпуском и уборкой шасси; 13—предохранительный клапан; 14—цилиндр основной стойки шасси; 15—гидрозамок основной стойки шасси; 16—согласующий клапан; 17—регулятор РВ-07; 18—цилиндр штыков шасси; 19—предохранительный клапан магистральной подкачки воздуха; 20—гидроаккумулятор; 21—цилиндр замка закрылков; 22—цилиндр закрылков; 23—клапаны для подключения системы к насосу аэродвигателя самолета; 24—фильтры; 25—предохранительный клапан; 26—клапан автоматической разгрузки давления; 27—насос (агрегат 623); 28—бачок; 29—электромагнитный кран ТА-13М/3 системы управления соплом форсажной камеры; 30—цилиндр тормозных штыков; 31—двусторонний разъемный клапан; 32—фильтр для улавливания пыли; 33—электромагнитный кран ТА-13М/3 управления тормозными штыками; 34—цилиндры управления соплом форсажной камеры; 35—росселевная крестовина.

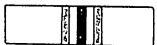
Основная гидросистема



Выпуск шасси



Уборка шасси

Выпуск
закрылков на 20°Выпуск
закрылков на 60°Уборка
закрылковВыпуск тормозных
щитковУборка тормозных
щитков

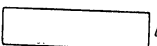
Выпуск щитков шасси



Уборка щитков шасси



Нагнетающая магистраль



Всасывающая магистраль и слив



Открытие сопла двигателя



Закрытие сопла двигателя

Система гидроусилителя



Нагнетание



Слив

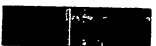
Воздушная система



Трубка высокого давления

Трубка низкого давления
(к потребителям)

Тормоза шасси



Трубка к аварийным баллонам



Аварийный выпуск шасси

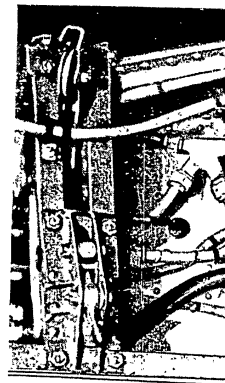
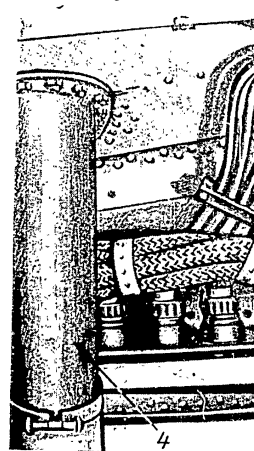


Аварийный выпуск закрылков

Фиг. 15. Маркировка трубопроводов основной гидросистемы, системы гидроусилителя и воздушной системы.

Б. Краткое описание действий
(фиг. 14, 16—

Пасос 27, всасывая смесь из бака, минуя авторазгрузочный клапан, вводит смесь в кумулятор 20 и в систему. По мере давления до 140 кг/см² клапан 26 переключает пасос на слив смеси при давлении, равном

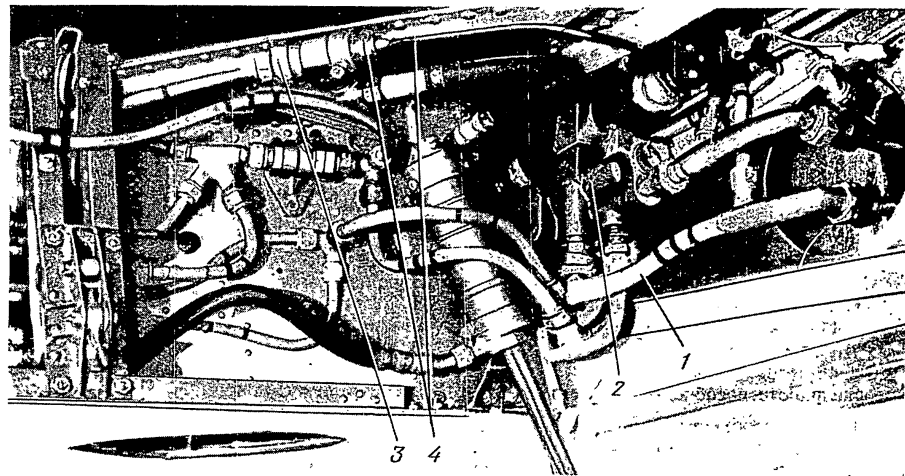
Фиг. 16. Установка гидросистемы
1—трубопровод гидросистемы
ГА-46М/3; 3—аварийный выпуск шассиФиг. 17. Установка кумулятора
1—трубопровод гидросистемы
3—тройник для проверки герметичности

Б. Краткое описание действия гидросистемы (фиг. 14, 16—19)

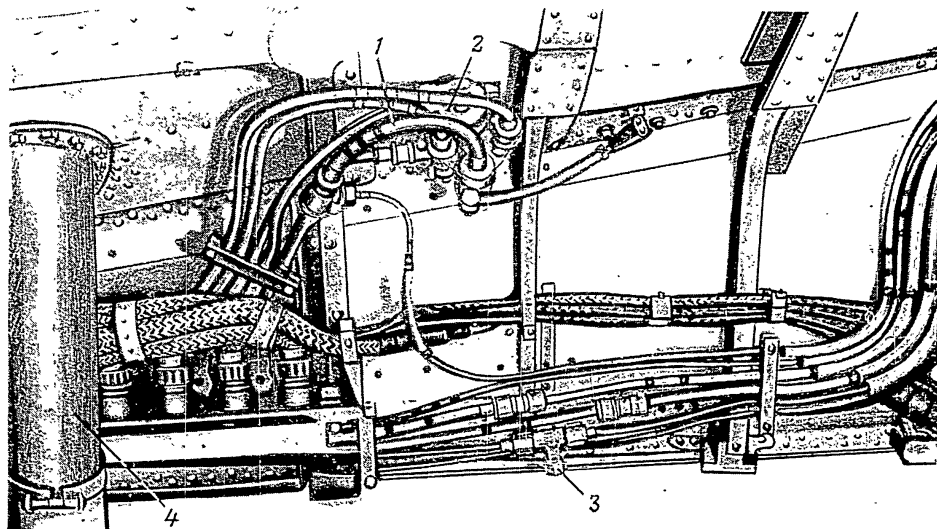
Насос 27, всасывая смесь из бака 28, нагнетает ее, минуя авторазгрузочный клапан 26, в гидроаккумулятор 20 и в систему. После повышения в системе давления до 140 ± 5 кг/см² авторазгрузочный клапан 26 переключает насос 27 на холостой ход и смесь при давлении, равном гидравлическому со-

противлению коммуникаций (около 3 кг/см²), циркулирует в сети бак 28 — насос 27 — фильтры 24 — авторазгрузочный клапан 26 — бак 28.

Рабочее давление в остальной части системы, изолированной обратным клапаном 5 от коммуникаций холостого хода, поддерживается гидроаккумулятором 20. Вследствие перетекания смеси через зазоры в кранах и агрегатах давление в системе постепенно падает. При уменьшении давления до



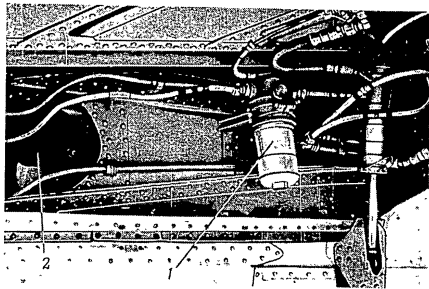
Фиг. 16. Установка электромагнитного крана шасси ГА-46М/3 (левый борт самолета).
1—трубопровод гидросистемы, подводящий давление к крану ГА-46М/3; 2—электромагнитный кран шасси ГА-46М/3; 3—аварийный клапан; 4—трубка системы аварийного выпуска шасси



Фиг. 17. Установка крана закрылков и монтаж трубопроводов на левом борту фюзеляжа.
1—трубопровод гидросистемы, подводящий давление к крану закрылков; 2—кран закрылков; 3—тройник для проверки герметизации блока № 2 станции РП-1; 4—выводной патрубок регулятора давления РД-2И-А.

80 ± 5 кг/см² авторазгрузочный клапан 26 переключает насос 27 на рабочий ход и давление снова повышается.

При установке одного из кранов управления системой в рабочее положение давление в системе падает, а после окончания рабочего цикла вновь возрастает до 140 ± 5 кг/см².



Фиг. 18. Монтаж трубопроводов в нише правого крыла.
1—фильтр ФГ-11-100-1 системы гидросилителя;
2—гидроаккумулятор.

В. Проверка работоспособности гидросистемы

Проверка работоспособности гидросистемы производится от насоса аэродромного обслуживания при установке самолета на подъемники и включает трех-четырежды выпуск и уборку шасси, закрылков и тормозных щитков и трех-четырежды открытие регулируемого сопла двигателя.

При опробовании гидросистемы проверить:

- 1) герметичность соединений трубопроводов;

- 2) давление, при котором происходит переключение насоса на холостой ход;

- 3) давление, при котором происходит переключение насоса на рабочий ход;

- 4) надежность постановки на замки шасси и закрылков;

- 5) подгонку и плотность прилегания шасси, закрылков и тормозных щитков в убранном положении к крыльевым вырезам и к нишам фюзеляжа;

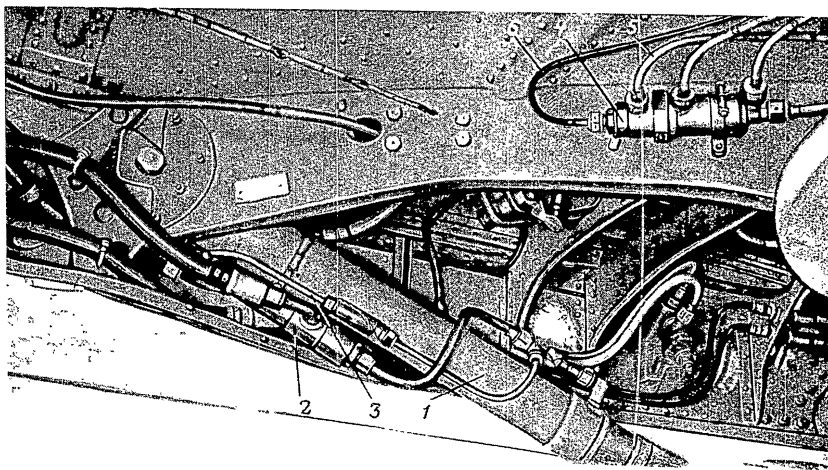
- 6) исправность световой и механической сигнализации;

- 7) правильность зарядки гидроаккумулятора.

Для приближенной проверки степени зарядки гидроаккумулятора создать в системе рабочее давление, затем выключить насос и произвести несколько циклов выпуска и уборки тормозных щитков или закрылков, наблюдая за падением давления в системе по манометру. Если давление снижается плавно, приблизительно до 30 кг/см², а затем резко падает до нуля, то гидроаккумулятор заряжен правильно. Плавное снижение давления ниже 30 кг/см² указывает на недостаточную зарядку гидроаккумулятора воздухом. В этом случае гидроаккумулятор должен быть проверен и в случае необходимости дозаряжен с помощью приспособления для зарядки воздухом амортизаторов шасси;

- 8) исправность самолетного насоса, для чего снять самолет с подъемников, запустить двигатель и несколько раз выпустить и убрать тормозные щитки.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При наличии давления в системе не выключать токи (бортового или наземного аккумулятора), так как тормозные щитки в случае выключения тока автоматически закрываются и могут привести к несчастным случаям для обслуживающего самолет персонала.



Фиг. 19. Монтаж трубопроводов и цилиндра основной стойки шасси в нише крыла.
1—цилиндр уборки стойки шасси; 2—распределительная коробка цилиндра; 3—трубка стравливающего клапана; 4—гидравлический замок цилиндра закрылка; 5—трубка для выпуска закрылка на 60°; 6—трубка системы аварийного выпуска шасси.

Г. Проверка герметичности гидросистемы

Проверка герметичности гидросистемы производится как при работающем насосе, так и при работе системы от насоса аэродромного обслуживания самолета.

Показателем герметичности системы является время падения давления в системе до ± 5 кг/см² или время переключения авторазгрузочным клапаном с холостого на рабочее давление при нейтральном положении шасси и закрылков.

Чем больше это время, тем выше надежность системы.

При измерении времени падения давления необходимо иметь в виду, что вначале в системе создается рабочее давление, а затем через краны шасси и закрылков выводится только через 2—3 мин., уменьшения своей нормальной величины. Поэтому в измерениях времени будут получены неточные результаты, следует проводить измерения и уже по его результатам определять герметичность системы.

В процессе эксплуатации самолета ухудшения герметичности обратных клапанов рабочих поверхностей кранов и клапанов переключений насоса или авторазгрузочного клапана может привести к более частым переключениям пульсирующим колебаниям давления в пределах 140 ± 80 кг/см².

Пульсации давления, возникающие в результате более частых переключений авторазгрузочного клапана, могут привести к повреждению трубопроводов, арматуры и агрегатов, снижая эксплуатационную надежность системы. Поэтому переключениями авторазгрузочного клапана должны быть интервалы не менее 5 мин.

Если время рабочего цикла авторазгрузочного клапана менее 5 мин., проверить:

- 1) внешнюю герметичность соединений гидросистемы и при обнаружении устранить ее;

- 2) давление в воздушной камере гидроаккумулятора при отсутствии давления в гидросистеме оно менее 30 ± 1 кг/см², дозарядить гидроаккумулятор. При проверке давления и дозарядке гидроаккумулятора пользоваться приспособлением для зарядки амортизаторов шасси;

- 3) внутреннюю герметичность системы:
 - а) снять обратный клапан С5500-2, установленный на трубопроводе, параллельно авторазгрузочному клапану, проверить его герметичность под давлением 80 ± 5 кг/см², которое можно получить с помощью аэродромного обслуживания либо от аэродромного насоса (в последнем случае заполнить клапан со стороны пружины смесью). При указанных давлениях пропускание клапаном смеси в количестве 10 капель в минуту; в случае же более быстрого течения клапан разобрать и проверить осмотру на нем будут обнаружены деформация или несимметричная деформация седла устранить эти дефекты. При этом устранить деформации седла обжать его ста-

Г. Проверка герметичности гидросистемы

Проверка герметичности гидросистемы может производиться как при работающем двигателе, так и при работе системы от насоса аэродромного обслуживания самолета.

Показателем герметичности системы является время падения в системе давления с 140 ± 5 до 80 ± 5 кг/см² или время переключения насоса авторазгрузочным клапаном с холостого на рабочий ход, измеряемое при нейтральном положении кранов шасси и закрылков.

Чем больше это время, тем выше эксплуатационная надежность системы.

При измерении времени падения давления необходимо иметь в виду, что вначале, после того как в системе создается рабочее давление, утечка смеси через краны шасси и закрылков выше нормальной и только через 2—3 мин., уменьшаясь, достигает своей нормальной величины. Поэтому, если при первом измерении времени будут получены неудовлетворительные результаты, следует произвести второе измерение и уже по его результатам судить о герметичности системы.

В процессе эксплуатации самолета вследствие ухудшения герметичности обратных клапанов, износа рабочих поверхностей кранов и других причин время переключений насоса или рабочего цикла авторазгрузочного клапана может уменьшиться, что приведет к более частым переключениям и возникновению пульсирующих колебаний давления в системе в пределах 140 ± 80 кг/см².

Пульсации давления, возникающие в системе в результате более частых переключений авторазгрузочного клапана, могут привести к разрушению трубопроводов, арматуры и агрегатов. Для обеспечения эксплуатационной надежности гидросистемы между переключениями авторазгрузочного клапана должны быть интервалы не менее 5 мин.

Если время рабочего цикла авторазгрузочного клапана менее 5 мин., проверить:

- 1) внешнюю герметичность соединений и агрегатов гидросистемы и при обнаружении течи устранить ее;
- 2) давление в воздушной камере гидроаккумулятора при отсутствии давления в гидросистеме и, если оно менее 30 ± 1 кг/см², дозарядить гидроаккумулятор. При проверке давления и дозарядке гидроаккумулятора пользоваться приспособлением для зарядки амортизаторов шасси;
- 3) внутреннюю герметичность системы, для чего:
 - а) снять обратный клапан С5500-2660 (677600), установленный на трубопроводе, включенном параллельно авторазгрузочному клапану, и проверить его герметичность под давлением $80-140$ кг/см², которое можно получить с помощью ручного насоса аэродромного обслуживания либо от баллона сжатого воздуха (в последнем случае предварительно заполнить клапан со стороны пружины рабочей смесью). При указанных давлениях допускается пропускание клапаном смеси в количестве не более 10 капель в минуту; в случае же более интенсивной течи клапан разобрать и прочистить. Если при осмотре на нем будут обнаружены забоины, коррозия или несимметричная деформация седла, следует устранить эти дефекты. При этом для устранения деформации седла обжать его стальным шариком по диаметру, равным шарiku клапана (рекомендуется использовать шарик от клапана, непригодного к эксплуатации). Кроме того, разрешается подторцовка седла клапана на глубину не более 1,5 мм, а также его доработка конусной зенковкой с последующей доводкой шариком. В случае невозможности устранения дефекта клапан заменить новым;
 - б) проверить герметичность крана ГА-46М/3 шасси, кранов ГА-13М/5 закрылков и тормозных щитков и крана ГА-13М/3 регулируемого сопла последовательным отключением этих кранов из системы, если излишне частые переключения авторазгрузочного клапана происходят и при герметичном обратном клапане С5500-2660.

ком по диаметру, равным шарiku клапана (рекомендуется использовать шарик от клапана, непригодного к эксплуатации). Кроме того, разрешается подторцовка седла клапана на глубину не более 1,5 мм, а также его доработка конусной зенковкой с последующей доводкой шариком. В случае невозможности устранения дефекта клапан заменить новым;

б) проверить герметичность крана ГА-46М/3 шасси, кранов ГА-13М/5 закрылков и тормозных щитков и крана ГА-13М/3 регулируемого сопла последовательным отключением этих кранов из системы, если излишне частые переключения авторазгрузочного клапана происходят и при герметичном обратном клапане С5500-2660.

Для отключения из системы кранов шасси и закрылков отсоединить от них трубопроводы, подводящие давление, и установить на них временные заглушки, а для отключения кранов ГА-13М/5 разъединить двойной запорный клапан 31 (см. фиг. 14) магистрали нагнетания в хвостовой части фюзеляжа.

Если при отключении какого-либо из указанных кранов время рабочего цикла авторазгрузочного клапана увеличится до нормального значения (не менее 5 мин.), то это свидетельствует о негерметичности этого крана и необходимости его замены для восстановления внутренней герметичности системы. В противном случае, если время рабочего цикла авторазгрузочного клапана при отключении клапанов из системы не достигает нормального значения, заменить авторазгрузочный клапан.

Д. Проверка давления воздуха для поддавливания смеси в бачке гидросистемы

Для проверки величины давления воздуха для поддавливания смеси в бачке гидросистемы:

- 1) отвернуть пробку заливной горловины бачка и завернуть в горловину бачка приспособление для проверки в нем давления воздуха, состоящее из пробки и смонтированного на ней манометра;
 - 2) запустить двигатель и вывести его на 1150 об/мин, при которых манометр должен показать давление $0,7 \pm 0,1$ кг/см².
- Если манометр не покажет такого давления, отрегулировать редуктор системы поддавливания смеси в бачке;
- 3) проверить предохранительный клапан, подводя к нему воздух под давлением, постепенно увеличивая последнее до $1,5 \pm 0,3$ кг/см². При этом клапан должен открываться и пропускать воздух. Если открытие клапана происходит при давлении, большем или меньшем указанного, то давление, при котором клапан должен открываться, отрегулировать поворотом регулировочной гайки.

2. ПРИМЕНЕНИЕ ГИДРОСИСТЕМЫ

А. Выпуск и подъем закрылков

Для выпуска закрылков во взлетное положение ручку управления краном поставить в положение «Выпуск 20°» и оставить ее в этом положении.

Во взлетном положении закрылки удерживаются давлением смеси. Для подъема закрылков перевести ручку крана в положение «Подъем» и выдержать ее в этом положении до тех пор, пока давление в си-

ром происходит переключе-
ход;
ром происходит переключе-
ход;

овки на замки шасси и за-

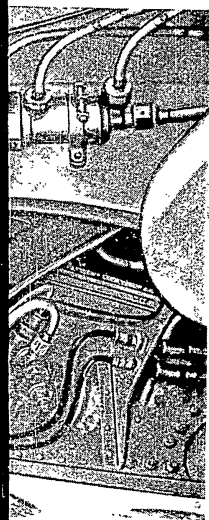
ость прилегания шасси, за-
итков в убранном положении
к нишам фюзеляжа;

ой и механической сигнали-

дки гидроаккумулятора.

проверки степени зарядки
ать в системе рабочее дав-
насос и произвести не-
и уборки тормозных щит-
блюдая за падением дав-
анометру. Если давление
значительно до 30 кг/см², а
дуля, то гидроаккумулятор
авное снижение давления
ет на недостаточную заряд-
здухом. В этом случае гид-
быть проверен и в случае
с помощью приспособле-
ом амортизаторов шасси;
етного насоса, для чего
ников, запустить двигатель
туть и убрать тормозные

При наличии давления в
ки (бортового или наземно-
тормозные щитки в слу-
томатически закрываются и
ным случаем для обслужи-
али



ше крыла.
ка сгравливающего
закрылка на 60°;

стеме не достигнет 140_{-5} кг/см^2 , после чего перевести ее в нейтральное положение.

Для выпуска закрылков в посадочное положение ручку крана перевести в положение «Выпуск 20°», задержать ее в этом положении для открытия замков на 1—2 сек. и затем перевести в положение «Выпуск 60°».

После загорания сигнальной лампочки и выхода механического указателя ручку крана возвратит в нейтральное положение. В посадочном положении закрылки удерживаются гидравлическими замками.

Для подъема закрылков ручку крана перевести в положение «Подъем».

Примечание. Появление после выпуска закрылков на приборной доске светящейся надписи «Выпусти шасси» означает, что шасси не выпущено или выпущено неполностью.

Б. Подъем и выпуск шасси

Для подъема шасси поставить переключатель в положение «Убрано» и через 10—15 сек. после загорания огней сигнализации перевести ручку переключателя в нейтральное положение, поставив ее затем на защелку.

Для выпуска шасси поставить переключатель в положение «Выпущено» и через 10—15 сек. после загорания огней сигнализации перевести ручку переключателя в нейтральное положение.

Контролировать шасси в крайних положениях «Убрано» и «Выпущено» по механическим указателям и по давлению в системе, которое должно достигать 140_{-5} кг/см^2 .

В. Открытие и закрытие тормозных щитков

Для открытия тормозных щитков поставить переключатель в положение «Тормозные щитки открыты» или нажать кнопку на ручке управления самолетом, удерживая ее в этом положении до загорания сигнальной лампочки.

В открытом положении щитки удерживаются давлением смеси и контролируются по загоранию сигнальной лампы и повышению давления в системе до 140_{-5} кг/см^2 .

Для закрытия тормозных щитков поставить переключатель в положение «Тормозные щитки закрыты» или отпустить кнопку на ручке управления.

В закрытом положении тормозные щитки удерживаются давлением смеси в гидросистеме и контролируются по затуханию сигнальной лампочки и повышению давления в системе до 140_{-5} кг/см^2 .

Г. Управление регулируемым соплом форсажной камеры двигателя

При включении форсажа агрегаты, управляющие открытием и закрытием сопла, включаются автоматически.

Ручное электрическое управление соплом осуществляется с помощью выключателя «Сопло».

Регулирование степени открытия сопла производится согласно инструкции по эксплуатации двигателя ВК-1ф.

Д. Аварийный выпуск шасси и закрылков

В случае отказа гидросистемы шасси и закрылки могут быть выпущены с помощью аварийной воздушной системы (фиг. 20).

Для аварийного выпуска шасси:

1) установить переключатель шасси в положение «Нейтрально»;

2) открыть замки, фиксирующие основную правую и переднюю стойки шасси в убранном положении, вытянув для этого на себя правую рукоятку системы аварийного открытия замков (фиг. 21). При этом одновременно откроются замки щитков шасси;

3) открыть замки, фиксирующие левую основную стойку и щиток шасси в убранном положении, вытянув для этого на себя левую ручку аварийного открытия замков;

4) проверить открытие замков стоек и щитков шасси по потуханию сигнальных лампочек и началу выхода механических указателей;

5) установить переключатель шасси в положение «Выпущено»;

6) открыть кран аварийного выпуска шасси на правом пульте;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запрещается во избежание заклинивания стоек шасси на замках открывать кран аварийного выпуска шасси до выхода механических указателей.

7) закрыть через 10—15 сек. после загорания сигнализации и полного выхода механических указателей кран аварийного выпуска шасси, а переключатель шасси поставить в положение «Нейтрально» во избежание перегрева соленоида электромагнитного крана шасси.

При вынужденной посадке самолета в случае необходимости можно выпустить только одну переднюю стойку шасси, вытянув для этого до отказа аварийную ручку 9 (см. фиг. 21), расположенную на нижнем щитке приборной доски.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. После выпуска передней стойки не пользоваться аварийным краном и переключателем шасси (переключатель шасси должен быть в положении «Нейтрально»).

Для аварийного выпуска закрылков:

1) перевести ручку крана закрылков в положение «Выпуск 60°»;

2) открыть кран аварийного выпуска закрылков

Е. Проверка гидросистемы после аварийного выпуска шасси и закрылков

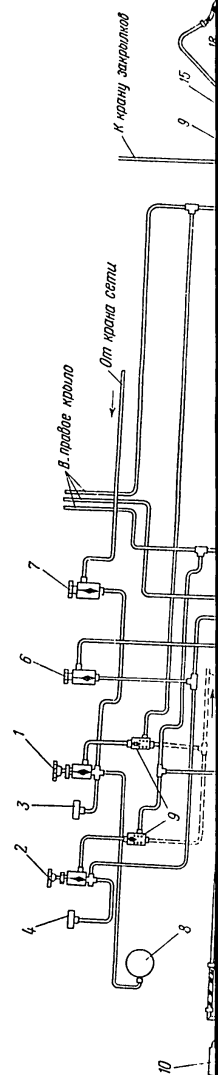
1) Закрыть и законтрить проволокой краны аварийной системы после выпуска шасси или закрылков;

2) стравить давление воздуха из системы аварийного выпуска шасси и закрылков, для чего:

а) отвернуть трубки (см. фиг. 20) от распределительных коробок цилиндров подъемника основных стоек шасси и шланги от клапанов аварийной системы выпуска шасси, находящихся в колодке колеса;

б) отвернуть трубку линии выпуска передней стойки шасси между подъемником и гидравлическим замком (подход к трубке через нижний люк носовой части фюзеляжа);

в) отсоединить от гидравлических замков закрылков, установленных на продольных балках крыльев, трубы, ведущие к шлангам выпуска закрылков на



уска шасси:
 поочатель шасси в положение

онксирующие основную пра-
 и шасси в убранном положе-
 о на себя правую рукоятку
 открытия замков (фиг. 21)
 о откроются замки щитков

иксирующие левую основную
 в убранном положении, вы-
 бля левую ручку аварийного

ие замков стоек и щитков
 гнальных лампочек и началу
 казателей;

поочатель шасси в положение

ришного выпуска шасси на

Е. Запрещается во избежа-
 шасси на замках открывать
 шасси до выхода механи-

0-15 сек. после загорания
 о выхода механических ука-
 то выпуска шасси, а пере-
 авить в положение «Ней-
 переирева соленоида элект-

сидки самолета в случае не-
 пускить только одну перед-
 янув для этого до отказа
 (фиг. 21), расположенную
 рной доски

Е. После выпуска передней
 аварийный краном и пере-
 еключатель шасси должен
 (правильно).

ска закрылков:
 ана закрылков в положение

инного выпуска закрылков.

системы после аварийного
 си и закрылков

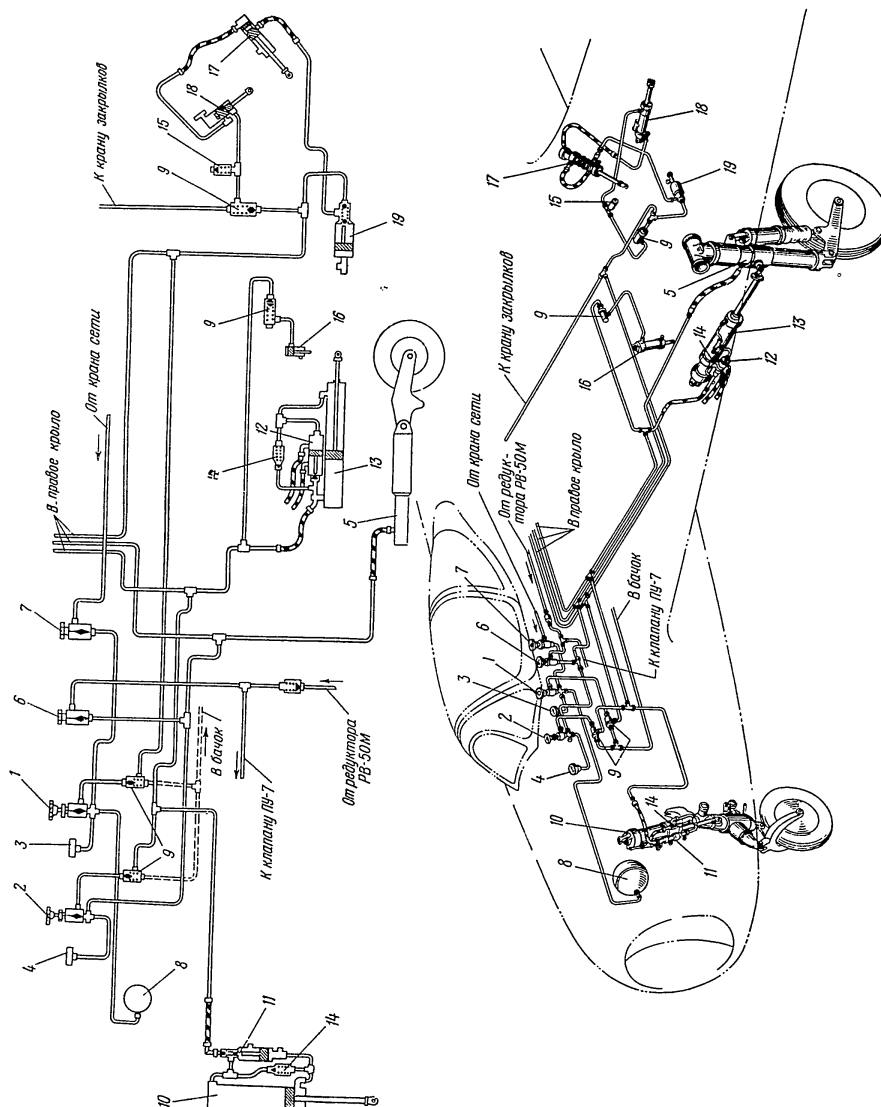
ить проволокой краны ава-
 выпуска шасси или закрыл-

воздуха из системы аварий-
 крылков, для чего:

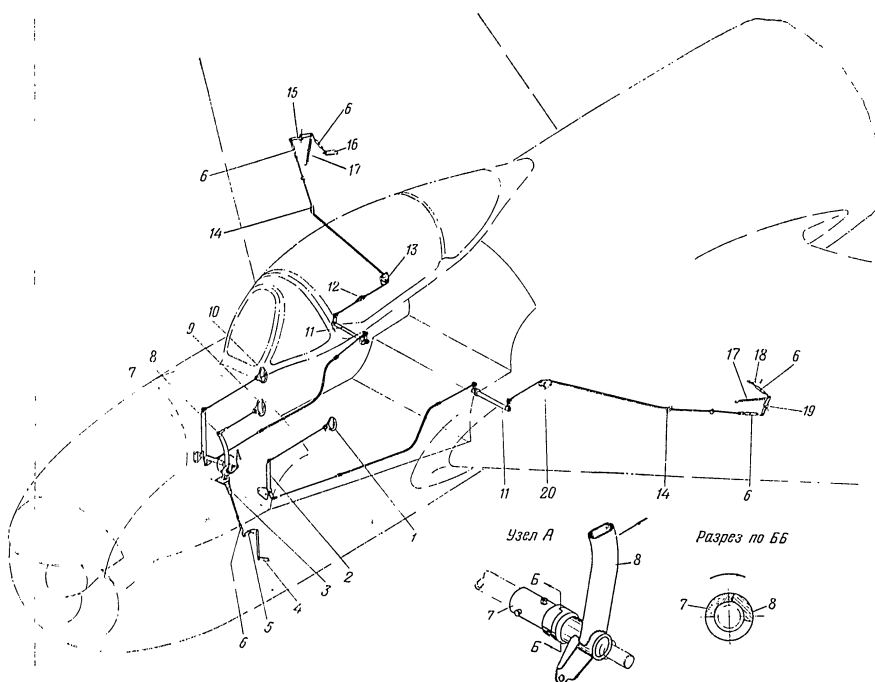
м (фиг. 20) от распределн-
 ров подъемника основных
 ли наполнения баллонов в
 магистралей аварийной вы-
 аходящихся в колодке ко-

нии выпуска передней стой-
 минком и гидравлическим
 через нижний люк носо-

дв.лических замков закрыл-
 одольных балках крыльев.
 ам выпуска закрылков на



Фиг. 20. Принципиальная и монтажная схемы воздушной системы выпуска шасси и закрылков.
 1—кран аварийного выпуска шасси; 2—кран аварийного выпуска шасси; 3—манометр линии аварийного выпуска шасси; 4—манометр линии аварийного выпуска шасси; 5—баллон в основной стойке шасси; 6—кран магистралей наполнения баллонов в основных стойках шасси; 7—кран магистралей наполнения баллонов аварийного выпуска закрылков; 8—баллон аварийного выпуска закрылков; 9—клапан; 10—цилиндр подъемника передней стойки; 11—гидравлический замок передней стойки; 12—гидравлический замок основной стойки; 13—цилиндр подъемника основной стойки; 14—клапан, срабатывающий давлением; 15—обратный клапан; 16—цилиндр подъемника щитков шасси; 17—цилиндр подъемника закрылков; 18—цилиндр замка закрылков; 19—гидравлический замок цилиндра закрылков.



Фиг. 21. Схема механической проводки аварийного выпуска шасси.

1 — ручка для выпуска левой основной стойки шасси; 2 — левый рычаг; 3 — чехол для герметизации троса; 4 — качалка замка передней стойки; 5 — качалка; 6 — танкер; 7 — правый рычаг; 8 — рычаг проножки автономного открытия замка передней стойки шасси; 9 — ручка выпуска передней стойки шасси; 10 — ручка для выпуска правой основной стойки шасси.

60°, и трубку воздухопровода аварийного выпуска закрываем;

3) устранить после срабатывания давления воздуха из цилиндров подъемников дефект, вызвавший применение аварийной системы.

Проверить исправность замков, фиксирующих шасси и закрылки в убранном положении, затем осмотреть тросы аварийного открытия замков шасси и закрепить их рукоятки в держателях;

4) присоединить отключенные трубки и подключить к гидросистеме насос аэродромного обслуживания, установить крышки насоса и закрыть в положении на уборку и произвести 2-3 раза выпуск и подъем насоса и закрыть для полного удаления воздуха из гидросистемы;

5) зарядить сжатым воздухом баллоны шасси и бакрылок аварийной воздушной системы и проверить уровень смеси в бачке гидросистемы.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запрещается:
а) уборка шасси и закрылков после аварийного их выпуска, если давление воздуха из цилиндров аварийной системы не сброшено;

б) открывать без надобности краны аварийной системы и оставлять их незапломбированными.

3. ПРОМЫВКА ГИДРОСИСТЕМЫ И УХОД ЗА ЕЕ АГРЕГАТАМИ

Промывать гидросистему чистой гидросмесью АМГ-10 следующим образом:

1. Слить смесь из системы, как это указано в разд. «Слив гидросмеси» на стр. 10.

2 Снять установленные в бачке фильтры линии слива и заливной, промыть их бензином, вытереть, просушить, после чего установить на место.

3. Залить в гидросистему новую смесь АМГ-10, как это указано в разд. 5 «Заправка гидросистемы» гл. II.

4. Прокатать через систему гидросмесь с помощью насоса аэродромного обслуживания, произведя для этого три-четыре выпуска и уборки шасси, закрылков и тормозных шитков при положении самолета на подъемниках.

5. Слить гидросмесь АМГ-10 из системы.
6. Снять фильтры линии нагнетания, проверить

промыть их бензином, вытереть, просушить, после чего установить на место.

7. Заправить систему свежей (не бывшей в употреблении) смесью, как это указано в разд. 5 «Заправка гидросистемы» гл. II.

4. ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

Воздушная система обслуживает:

- 1) торможение колес шасси;
- 2) аварийный выпуск шасси и закрылков;
- 3) герметизацию фонаря;
- 4) перезарядку оружия;
- 5) систему жидкостного противообледенения.

Принципиальная и монтажная схемы воздушной системы приведены на фиг. 22.

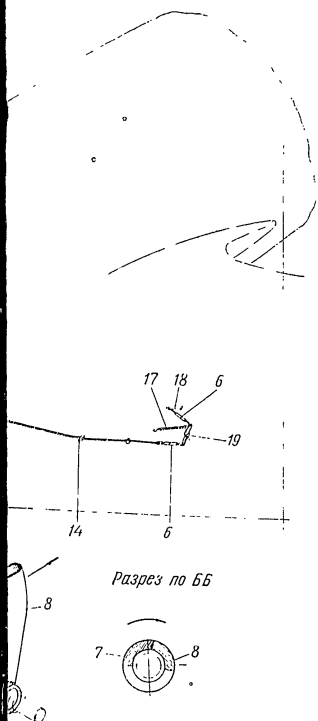
А. Основные технические данные системы

Основные баллоны:	
Объем	8 л
Давление	110—150 кг/см ²
Баллоны в основных стойках шасси:	
Объем	6,5 л
Давление	50 кг/см ²
Баллон аварийного выпуска закрылок:	
Объем	2 л
Давление	110—130 кг/см ²
Расходный баллон перезарядки оружия:	
Объем	2 л
Давление	50 кг/см ²
Рабочее давление в тормозах:	
На первом режиме	4 кг/см ²
На втором режиме	7 кг/см ²

Б. Проверка герметичности системы

При закрытых кранах допускается падение давления в воздушной системе не более чем на 5 кг/см² в течение 2 час. при начальной зарядке основных баллонов сжатым воздухом до 110—150 кг/см² (при начальной зарядке проверять по манометру основных баллонов).

При полностью нажатом рычаге тормозов ко:



ска шасси
пропанная переходная колонка, 12—со-
с и 20—направляющие ролики на перво-
начального крыла; 14—упоры гибкой обо-
19—переходные качалки; 16 и 18—качал-
онных стоек шасси; 17—пружины

А. ГИДРОСИСТЕМЫ И УХОД ЗА ИХ АГРЕГАТАМИ

Гидросистему чистой гидросмесью
или образцом.

из системы, как это указано в разд.
«Б» на стр. 10.

закрепленные в бачке фильтры линии
и, промыть их бензином, вытереть,
чего установить на место.

гидросистему новую смесь АМГ-10.
в разд. 5 «Заправка гидросистемы»

через систему гидросмесь с помощью
того обслуживания, производя для
выпуска и уборки шасси, закрыл-
ки при положении самолета

смесь АМГ-10 из системы.

ры линии нагнетания, разобрать,
шасси, вытереть, просушить, после
на место.

систему свежей (не бывшей в
использовании, как это указано в разд. 5
«Гидросистемы» гл. II.

Примечания. 1. При сильном загрязнении системы
необходимо предварительно промыть ее авиабензином Б-70,
затем тщательно продуть сжатым воздухом и двукратно
промыть рабочей жидкостью АМГ-10.

2. Для первичной промывки гидросистемы разрешается
использовать масло АМГ-10 после вторичной промывки си-
стемы, при этом оно предварительно должно быть про-
фильтровано через шелковый фильтр. Вторичная промыв-
ка гидросистемы производится не бывшей в употреблении
смесью АМГ-10.

Работы по уходу за агрегатами гидросистемы
(насосами, клапанами и др.) указаны в перечне
регламентных работ, а также в инструкциях по
эксплуатации и в технических описаниях этих агре-
гатов.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При резкой смене темпе-
ратуры наружного воздуха, например, после выпол-
нения самолетом высотного полета летом или при
вводе самолета в теплое помещение зимой, необхо-
димо в течение первых двух часов закрылки дер-
жать в выпущенном на 20° или полностью убранном
положениях. Не разрешается в течение этого време-
ни закрылки выпускать на 60° и оставлять их в этом
положении, так как в результате большого перепада
температур в магистрали выпуска закрылков на
60° возможно возникновение высоких давлений.

В случае необходимости в это время иметь за-
крылки отклоненными на 60° следует в течение
первых двух часов стоянки самолета три раза их
сбросить и выпустить.

4. ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

Воздушная система обслуживает:

- 1) торможение колес шасси;
- 2) аварийный выпуск шасси и закрылков;
- 3) герметизацию фонаря;
- 4) перезарядку оружия;
- 5) систему жидкостного противообледенителя
фонаря;
- 6) наддув блока № 2 станции РП-1.

Принципиальная и монтажная схемы воздушной
системы приведены на фиг. 22.

А. Основные технические данные системы

Основные баллоны:	
Объем	8 л
Давление	110—150 кг/см ²
Баллоны в основных стойках шасси:	
Объем	6,5 л
Давление	50 кг/см ²
Баллон аварийного выпуска закрыл- ков:	
Объем	2 л
Давление	110—130 кг/см ²
Расходный баллон перезарядки оружия:	
Объем	2 л
Давление	50 кг/см ²
Рабочее давление в тормозах:	
На первом режиме	4 кг/см ²
На втором режиме	7 кг/см ²

Б. Проверка герметичности системы

При закрытых кранах допускается падение дав-
ления в воздушной системе не более чем на 5 кг/см²
в течение 2 час. при начальной зарядке основных
баллонов сжатым воздухом до 110—150 кг/см² (на-
чальную зарядку проверять по манометру основ-
ных баллонов).

При полностью нажатом рычаге тормозов колес

и давлении 7 кг/см² в тормозах по двухстрелочному
манометру падение давления в основных баллонах
по включенному в них манометру не должно быть
более 2,5 кг/см² в течение 30 мин.

В сети трубопроводов от баллонов стоек шасси и
баллонов аварийной системы закрылков до кранов
той же системы травления воздуха при начальных
давлениях в баллоне закрылков 110—130 кг/см² и в
баллонах шасси 50 кг/см² не должно быть.

Сразу же после аварийного выпуска шасси дав-
ление в сети трубопроводов аварийного выпуска
шасси не должно понижаться ниже 25 кг/см². В те-
чение последующих 30 мин. допускается падение
давления не более чем на 8 кг/см² при положении
«Нейтрально» переключателя шасси.

При аварийном выпуске закрылков падение дав-
ления в сети трубопроводов сразу же после выпуска
должно быть не более 35 кг/см².

В течение последующих 10 мин. допускается па-
дение давления не более чем на 8 кг/см².

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запрещается выпуск са-
молета в полет при давлении в аварийной системе
шасси менее 50 кг/см² и в аварийной системе за-
крылков менее 110 кг/см².

В. Проверка работоспособности тормозной системы (фиг. 23 и 24)

Для проверки работоспособности тормозной си-
стемы:

- 1) нажать на ручке управления летчика рычаг
тормозов, при этом при переходе на второй режим
торможения летчик должен ощущать резкое увели-
чение усилия на рычаге. На первом режиме тормо-
жения при плавном нажатии рычага давление в
тормозах должно быть доведено до 4 кг/см², на вто-
ром — до 7 кг/см².

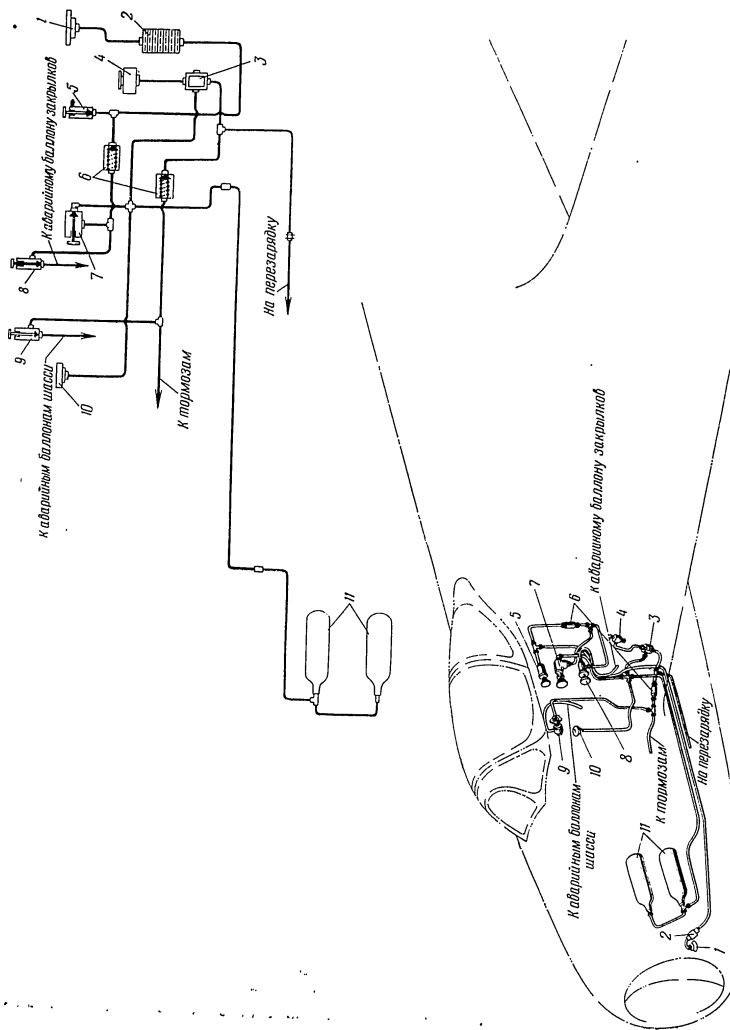
Первый режим торможения применять для непре-
рывного торможения самолета на пробеге после
посадки, второй режим — при необходимости рез-
кого торможения в аварийном случае и перед вы-
ходом двигателя на взлетный режим (10000 об/мин.)
на старте перед взлетом самолета;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запрещается при опро-
бировании двигателя на оборотах более 10000 об/мин
использовать один тормоз без колодок под коле-
сами.

- 2) проверить по манометру одновременность за-
тормаживания и растормаживания основных колес,
нажав для этого рычаг тормоза на ручке управле-
ния летчика и доведя давление в системе до 1—
1,5 кг/см². Оценка исправного состояния тормозов
производится по времени затормаживания и растор-
маживания, которое не должно быть более 1 сек. для
каждого из этих процессов;

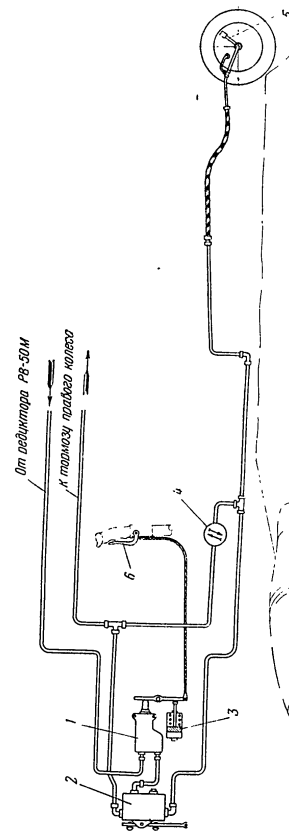
- 3) проверить педалями раздельное торможение и
растормаживание основных колес, нажав для это-
го рычаг тормоза и действуя педалями.

При нейтральном положении педалей отпустить
рычаг тормозов и, двигая педали, проконтролиро-
вать, удален ли воздух из тормозной системы. Если
при движении педалями слышно шипение воздуха,
проходящего через клапан ПУ-8, то клапан ПУ-7
не растормаживает полностью систему. При этом
причиной этого дефекта может быть заедание тро-
са или золотника клапана;



Фиг. 22. Принципиальная и монтажная схемы воздушной системы без трубопроводов к исполнительным агрегатам (питающая часть системы).

1—бортовой зарядный штуцер; 2—фильтр; 3—редуктор тона закрылков аварийной системы; 4—кран наполнения баллонов шасси аварийной системы; 5—кран наполнения основных баллонов; 6—кран сети; 7—кран сети; 8—кран сети; 9—кран наполнения баллонов шасси; 10—кран наполнения основных баллонов; 11—основные баллоны.

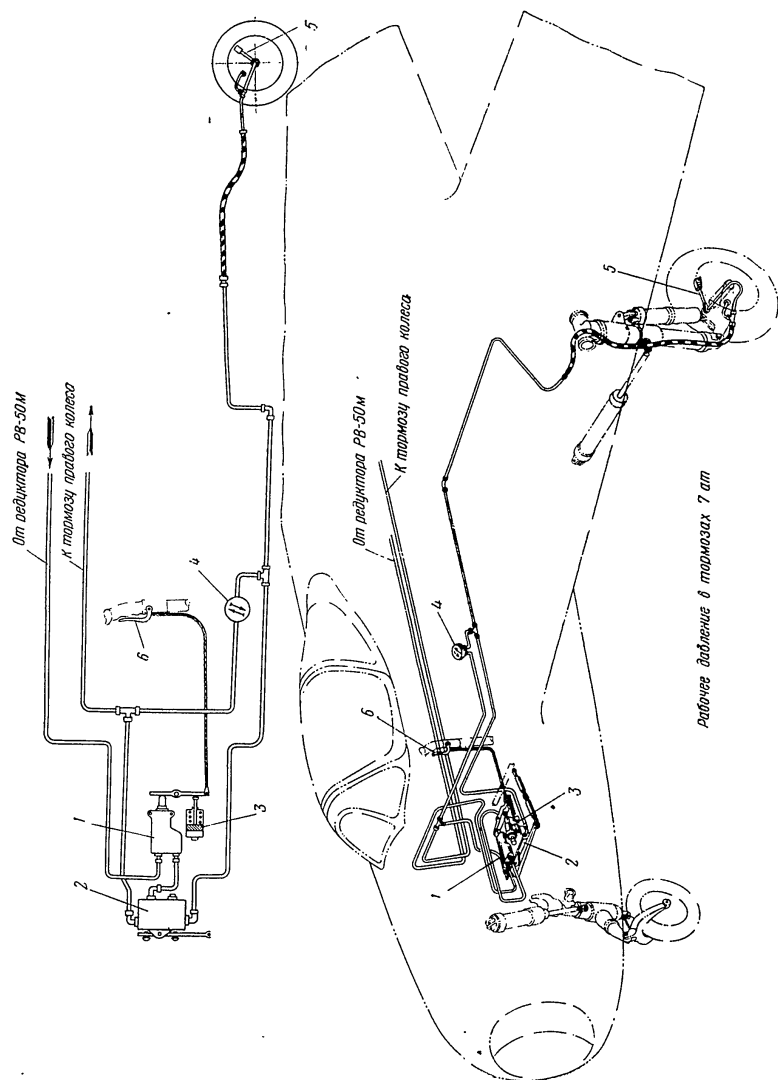




Вид на правой борти кабины

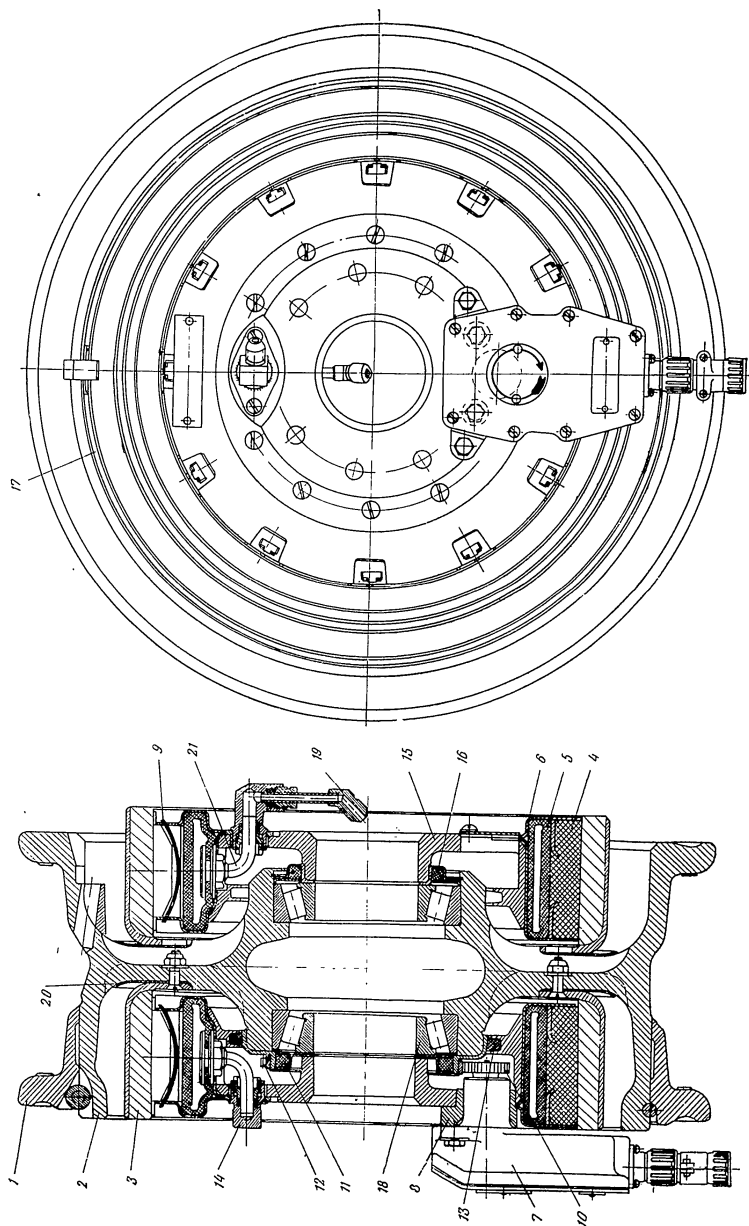
Фиг. 22. Принципиальная и монтажная схема воздушной системы без трубопроводов к исполнительным агрегатам (питающая часть системы).

1—бортовой зарядный штуцер; 2—фильтр; 3—редуктор РВ-50М; 4—редуктор РВ-3; 5—кран наполнения баллонов шасси аварийной системы; 10—манометр МВ-250и обратные клапаны; 7—кран сети; 8—кран наполнения бал-



Рабочее давление в тормозах 7 ат

Фиг. 23. Принципиальная и монтажная схема тормозной системы.
1—редукционный клапан ПУ-7; 2—дифференциал ПУ-8; 3—цилиндр автоматического торможения; 4—двухстрелочный манометр; 5—тормозная трубка колеса; 6—тормозной рычаг на ручке управления.



Фиг. 24. Конструкция двухколесного колеса КТ-28.
1—съемный борт; 2—рубанок; 3—датчик; 4—колодка; 5—камера; 6—шайба; 7—датчик; 8—пружина; 9—пружина; 10—ведомое зубчатое колесо; 11, 13 и 16—сальники; 12—пружина; 14 и 19—штуцеры; 15—корпус; 16—ролик-подшипник; 17—контрящее полукольцо; 18—ролик-подшипник; 20—теплозащитная прокладка; 21—вентиль.

4) проверить на слух герметичность в любом направлении герметичности в любом направлении через клапан ПУ-7 все время, пока тормозов, будет проходить воздух, сопровождается характерным шипением.

Г. Использование аварийной системы для торможения колес шасси

При отсутствии давления воздуха в шасси для торможения может быть использован воздух из аварийной системы шасси. При этом воздух из аварийной системы, при этом воздух из аварийной системы, поступает в тормозную систему. В случае произойдет обычный спуск.

5. СИСТЕМА ГИДРОУСИЛИТЕЛЯ (Фиг. 25)

Предназначена для приведения в действие элеронов.

А. Основные технические данные

Давление при переключении насоса системы на холостой ход	60 ^{±5} кг/см ²
Давление при переключении насоса системы на рабочий ход	100 ^{±5} кг/см ²
Давление открытия предохранительного клапана	120 ^{±5} кг/см ²
Давление в воздушной камере гидроаккумулятора при отсутствии давления в самой системе	100 ^{±5} кг/см ²
Давление, на которое отрегулирован редуктор в системе подкачки смеси в баке	100 ^{±5} кг/см ²
Давление открытия предохранительного клапана системы подкачки смеси в баке	120 ^{±5} кг/см ²
Количество заливаемой в систему смеси	10 л

Б. Действие системы

1) Действие системы гидроусилителя основано на действии основной гидросистемы, отклонения ручки управления самолета в систему падает, а после ее останова до 60^{±5} кг/см².

2) в случае отказа гидроусилителя выключен из системы на самолете М-100 ГА-74/5, имеющим электроуправление (Фиг. 26—28), и на самолете двухходовым золотниковым краном;

3) гидроусилитель включается в систему элерона специальным переключением пульта. Время действия гидроусилителя крана ГА-74/5 под током не превышает 10 мин.

В. Проверка работоспособности

Проверять работоспособность системы можно как от насоса аэродвигателя, так и при работающем двигателе. Проверка системы гидроусилителя производится отклонением ручки управления в левое и правое крайние положения, шесть переключений крана ГА-74/5 в положение "вперед".

1) герметичность всех соединений; 2) давление, при котором происходит спуск насоса на холостой ход;

4) проверить на слух герметичность системы. При нарушении герметичности в любом месте системы через клапан ПУ-7 все время, пока нажат рычаг тормозов, будет проходить воздух (утечка воздуха сопровождается характерным шипением).

Г. Использование аварийной системы шасси для торможения колес шасси самолета

При отсутствии давления воздуха в основных баллонах для торможения может быть использован воздух из аварийной системы шасси. Для этой цели открыть кран наполнения аварийных баллонов шасси, при этом воздух из аварийных баллонов шасси поступает в тормозную систему. Торможение в этом случае производится обычным способом.

5. СИСТЕМА ГИДРОУСИЛИТЕЛЯ (фиг. 25)

Предназначена для приведения в действие гидроусилителя элеронов.

А. Основные технические данные системы

Давление при переключении насоса системы на холостой ход	60^{+5} кг/см ²
Давление при переключении насоса системы на рабочий ход	40^{+5} кг/см ²
Давление открытия предохранительного клапана	70^{+5} кг/см ²
Давление в воздушной камере гидроаккумулятора при отсутствии давления в самой системе	30^{+1} кг/см ²
Давление, на которое отрегулирован редуктор в системе поддавливания смеси в бачке	$0,7 \pm 1$ кг/см ²
Давление открытия предохранительного клапана системы поддавливания смеси в бачке	$2 \pm 0,3$ кг/см ²
Количество заливаемой в систему смеси	6 л

Б. Действие системы

1) Действие системы гидроусилителя аналогично действию основной гидросистемы, при этом при отклонениях ручки управления самолетом давление в системе падает, а после ее остановки вновь возрастает до 60^{+5} кг/см²;

2) в случае отказа гидроусилитель может быть выключен из системы на самолете МиГ-17ПФ краном ГА-74/5, имеющим электродистанционное управление (фиг. 26—28), и на самолете МиГ-17Ф двухходовым золотниковым краном;

3) гидроусилитель включается в систему управления элероном специальным переключателем на левом пульте. Время действия гидроусилителя и нахождения крана ГА-74/5 под током не ограничивается.

В. Проверка работоспособности системы

Проверять работоспособность системы гидроусилителя можно как от насоса аэродромного обслуживания, так и при работающем двигателе. Для проверки системы гидроусилителя произвести пять-шесть отклонений ручки управления самолетом в левое и правое крайние положения, а также пять-шесть переключений крана ГА-74/5 гидроусилителя.

При этих операциях проверить:

- 1) герметичность всех соединений;
- 2) давление, при котором происходит переключение насоса на холостой ход;

3) давление, при котором происходит переключение насоса на рабочий ход;

4) плавность хода ручки управления самолетом.

При обнаружении подергиваний, тугого хода, вожделения ручки и других ненормальностей устранить их согласно «Инструкции по эксплуатации и регламентным работам по гидроусилителю БУ-IV»;

5) правильность зарядки гидроаккумулятора — способом, указанным для основной гидросистемы. При этом необходимо произвести несколько плавных отклонений ручки управления самолетом вправо и влево;

6) работу насоса (агрегат 623) системы на работающем двигателе, если проверка гидроусилителя производилась от насоса аэродромного обслуживания.

Г. Проверка герметичности системы

Проверка герметичности системы гидроусилителя производится так же, как и основной гидросистемы. Время между переключениями насоса системы с рабочего на холостой ход авторазгрузочным клапаном не должно быть менее 5 мин.

Если это время менее 5 мин., следует проверить:

1) внешнюю герметичность системы и при обнаружении течи устранить ее;

2) давление воздуха в гидроаккумуляторе и при необходимости дозарядить его;

3) внутреннюю герметичность системы, для чего:

а) снять обратный клапан 661700 (см. фиг. 25, поз. 8) и проверить его герметичность, как это указано для обратного клапана С5500-2660 основной гидросистемы на стр. 29, подразд. Г, п. 3а;

б) герметичность самого гидроусилителя и крана ГА-74/5 при последовательном выключении их из системы (гидроусилитель выключать краном ГА-74/5, а сам кран — отсоединением от него трубки, подводящей давление с установкой затем на ней заглушки).

Если при отключении одного из этих агрегатов время рабочего цикла авторазгрузочного клапана увеличивается до нормального (что свидетельствует о негерметичности отключенного агрегата), то соответствующий агрегат подлежит замене новым. В противном случае, если время рабочего цикла авторазгрузочного клапана не изменится, необходимо заменить авторазгрузочный клапан.

Д. Проверка давления воздуха для поддавливания смеси в бачке

Проверка величины давления воздуха для поддавливания смеси в бачке производится так же, как это указано для основной гидросистемы (см. стр. 29, подразд. Д).

Е. Снятие и установка гидроусилителя

Снятие и установка гидроусилителя на самолете производятся в соответствии с «Инструкцией по эксплуатации и регламентным работам по гидроусилителю БУ-IV».

Ж. Промывка системы

Промывать систему гидроусилителя смесью АМГ-10 следующим способом:

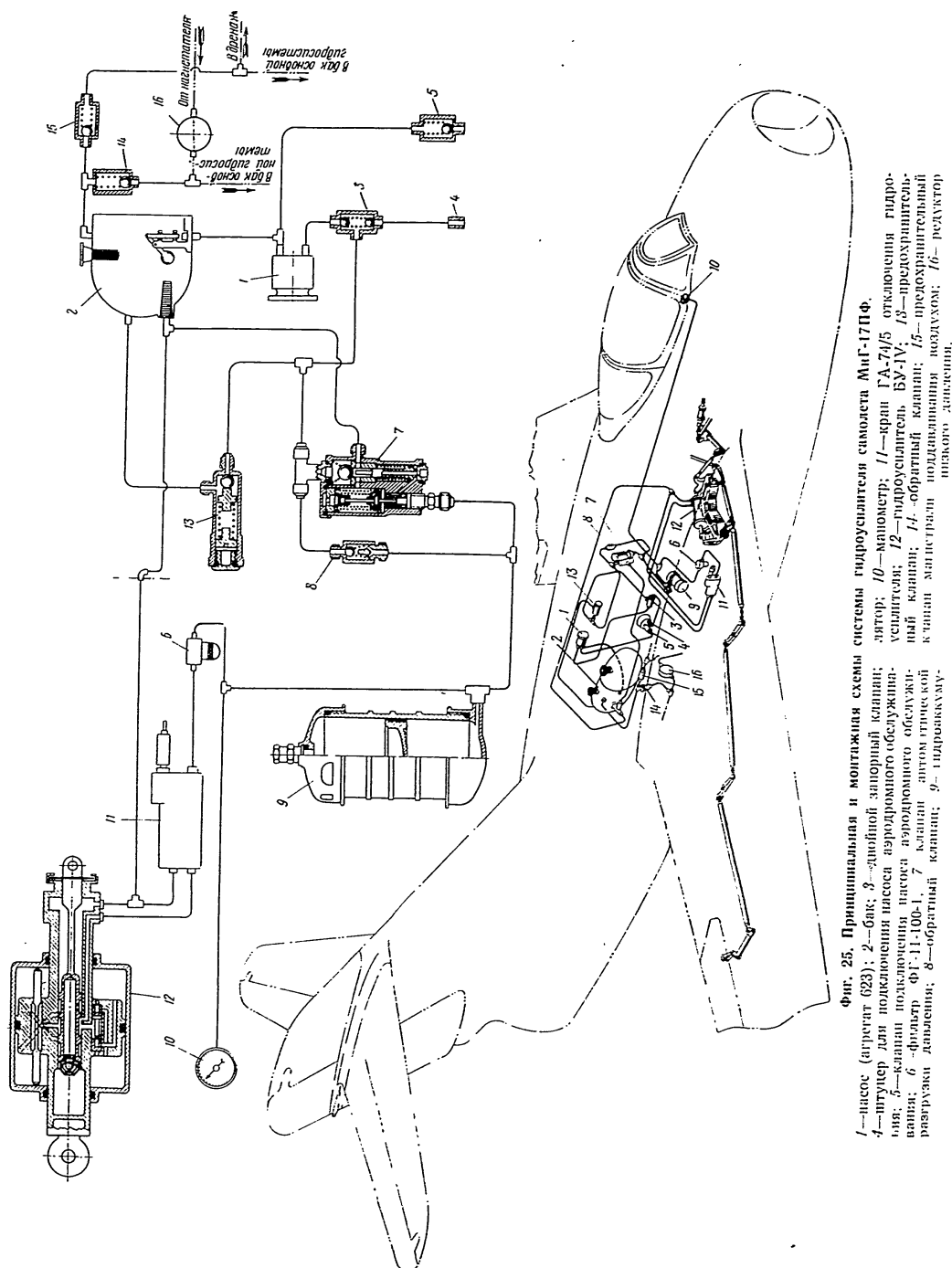
1) слить смесь из системы, как это указано в разд. 7 «Слив гидросмесей» гл. II;

2) снять установленные в бачке фильтры линии слива и заливной, промыть их бензином, затем установить на место;

Фиг. 24. Конструкция двухтормозного колеса КТ-28.

1—стенный борт; 2—барабан; 3—рубаха; 4—колодка; 5—камера; 6—чапка; 7—датчик; 8—кронштейн; 9—пружина; 10—ведомое зубчатое колесо; 11, 13 и 16—сальники; 12—

ведущее зубчатое колесо; 14 и 19—шпильки; 15—корпус; 17—контрящие полукольца; 18—радиально-цилиндрический; 20—теплоизолирующая прокладка; 21—вентиль.

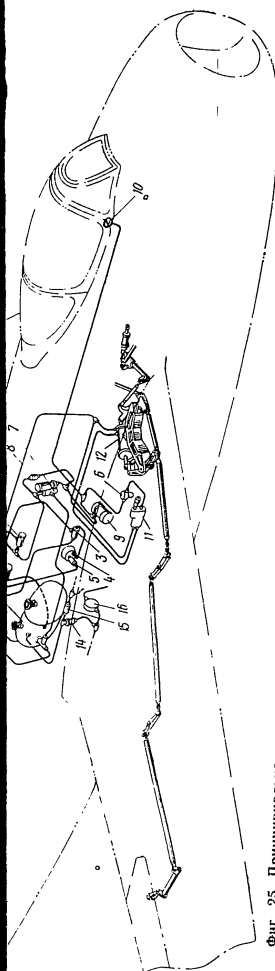


для симолета МиГ-17ПФ.

- 3) отсоединить оба
нить их между собой
Гидроусилитель пром
- 4) залить в систем
но в разд. 6 «Заправ
- 5) прокачать с по
обслуживания смесь
ше 5 мин., производ
ключений крана АГ-7
- 6) слить из систем
качки смесь АМГ-10;
- 7) снять фильтр Ф1
тели, разобрать, про
установить на место:

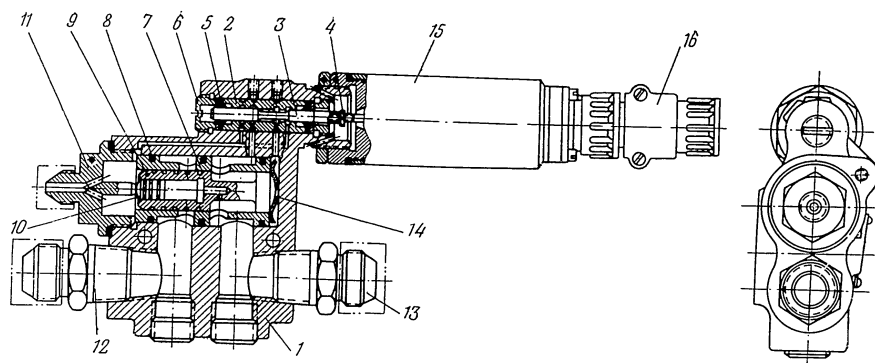
Примечания. 1. I — мажущий фильтрующий элемент грубой очистки эфирлиновым бензином (температура 50 °С).
2. В процессе эксплуатации сигнальной кнопки должна быть постоянная, то проверить работу сигнальную кнопку и проверить разъемы ручки.
Если кнопка после этого вступает в загрязнении фильтра, выпустить бумажки его в неэтиллиновом не выработал свой ресурс его работоспособности.
При температуре наружной кнопки может снижаться фильтра, а вследствие в этих случаях и поэтому через фильтр смешиваются температуры не ниже — 1.
Если и после этого мазать, бумажный фильтр заменить новым.

8) заправить систему с
Примечания. 1. При
необходимо предварительно
затем тщательно продуть
промыть смесью АМГ-10.
2. Для первичной промывки
смесью АМГ-10 от вторичной
предыдущего самолета, при э
профилировать через шланг
Вторичная промывка
только свежей (не бывш
АМГ-10



Фиг. 25. Принципиальная и монтажная схемы системы гидроусилителя самолета МиГ-17ПФ.

1—насос (агрегат 623); 2—бак; 3—двойной запорный клапан; 4—штуцер для подключения насоса аэродвигательного оборудования; 5—клапан подключения насоса аэродвигательного оборудования; 6—фильтр ФГ-11-100-1; 7—клапан автоматической разгрузки давления; 8—обратный клапан; 9—гидрокоммутатор; 10—магистраль; 11—магистраль; 12—гидроусилитель БУ-1В; 13—предохранительный клапан; 14—обратный клапан; 15—предохранительный клапан магистралей под давлением воздуха; 16—редуктор низкого давления.



Фиг. 26. Кран ГА-74/5 системы гидроусилителя.

1—корпус; 2 и 7—гильзы; 3 и 9—золотники; 4—замок; 5—манжета; 6—упор; 8—резиновое кольцо; 10—плунжер; 11, 12 и 13—штуцеры; 14—шайба-компенсатор; 15—корпус электромагнита ЭМО2; 16—штепсельный разъем.

- 3) отсоединить оба шланга гидроусилителя и соединить их между собой штуцером 8А (ГОСТ 553—41). Гидроусилитель промывать отдельно;
- 4) залить в систему свежую смесь, как это указано в разд. 6 «Заправка гидросистем» гл. II;
- 5) прокачать с помощью насоса аэродвигательного обслуживания смесь АМГ-10 через систему в течение 5 мин., производя при этом пять-шесть переключений крана ГА-74/5;
- 6) слить из системы использованную для прокачки смесь АМГ-10;
- 7) снять фильтр ФГ-11-100-1 системы гидроусилителя, разобрать, промыть бензином, просушить и установить на место;

Примечания. 1. После 50 час. налета самолета бумажный фильтрующий элемент заменить, а фильтрующий элемент грубой очистки промыть чистым авиационным неэтилированным бензином (ресурс бумажного фильтрующего элемента 50 час).

2. В процессе эксплуатации проверять систематически положение сигнальной кнопки на крышке фильтра, которая должна быть постоянно утоплена. Если кнопка не утоплена, то проверить работу фильтра, для чего утопить рукой сигнальную кнопку и прокачать систему, отключив несколько раз элероны ручкой управления самолетом.

Если кнопка после этого снова выйдет, что свидетельствует о загрязнении фильтра, то необходимо вскрыть фильтр, вынуть бумажный фильтрующий элемент, промыть его в неэтилированном бензине (если этот элемент еще не выработал свой ресурс), установить на место и проверить его работоспособность.

При температурах наружного воздуха ниже -20°C сигнальная кнопка может сработать не в результате засорения фильтра, а вследствие увеличения вязкости смеси. Поэтому в этих случаях необходимо утопить кнопку и прокачать через фильтр смесь, предварительно подогретую до температуры не ниже -15°C .

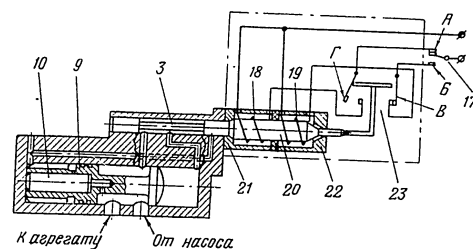
Если и после этого мероприятия кнопка будет срабатывать, бумажный фильтрующий элемент будет заменен новым.

- 8) заправить систему свежей смесью.

Примечания. 1. При сильном загрязнении систему необходимо предварительно промыть авиабензином Б-70, затем тщательно продуть сжатым воздухом и двукратно промыть смесью АМГ-10.

2. Для первичной промывки разрешается использовать смесь АМГ-10 от вторичной промывки гидроустройств предыдущего самолета, при этом ее предварительно следует профильтровать через шелковый фильтр.

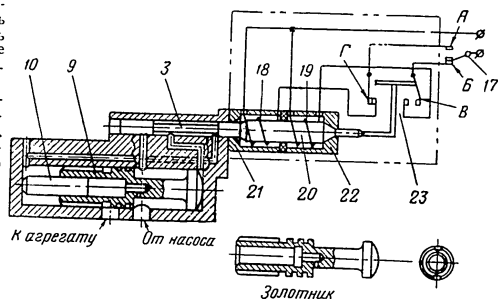
Вторичная промывка гидроустройств производится только свежей (не бывшей в употреблении) смесью АМГ-10.



Фиг. 27. Схема работы крана ГА-74/5 (положение крана на нагнетание, при котором управляемый им агрегат соединен с насосом).

Позиции те же, что и на фиг. 26, и дополнительно: 17—переключатель; 18—левая катушка; 19—правая катушка; 20—якорь; 21—передний стоп; 22—задний стоп; 23—микро-выключатель.

При замкнутых контактах А ток поступает в обмотку 18, якорь, перемещаясь влево, в конце своего хода отжимает контакт Г и замыкает цепь. В результате управляемый агрегат соединяется с насосом.



Фиг. 28. Схема работы крана ГА-74/5 (положение крана на слив, при котором управляемый им агрегат отключен от насоса).

Позиции те же, что и на фиг. 26 и 27. Контакты В включены. Ток поступил в обмотку 19, якорь, перемещаясь вправо, в конце своего хода отжал контакт В и разомкнул цепь. Управляемый краном агрегат отключен от насоса и включен на слив.

ГЛАВА VII

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

1. ПОРЯДОК ВЫРАБОТКИ ТОПЛИВА ИЗ БАКОВ

Топливная система самолета, приведенная на фиг. 29, имеет два типа баков: передний (или первый) мягкий бак емкостью 1250 л и задний (или второй) бак металлической конструкции емкостью 150 л.

Кроме того, при необходимости запас топлива на самолете может быть увеличен за счет подвесных баков двух видов: унифицированной и неунифицированной конструкции.

Схема выработки топлива из баков самолета при наличии на нем дополнительных подвесных баков приведена на фиг. 30.

По этой схеме последовательность выработки топлива из баков следующая:

- 1) первые 100 л из переднего бака;
- 2) полностью и одновременно все топливо из обоих подвесных баков;
- 3) 100 л из переднего бака;
- 4) полностью все топливо из заднего бака;
- 5) остаток топлива из переднего бака.

Схема выработки топлива из баков самолета при отсутствии на нем подвесных баков приведена на фиг. 31 и предусматривает следующую последовательность выработки:

- 1) первые 200 л из переднего бака;
- 2) полностью топливо из заднего бака;
- 3) остаток топлива из переднего бака.

Конструкция заднего бака самолета приведена на фиг. 32.

2. УХОД ЗА ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМОЙ

1. Проверять систематически герметичность соединений и агрегатов топливной системы, не допуская подтекания топлива.

Герметичность системы проверять с включенными подкачивающим и перекачивающим насосами.

2. Устранять подтекание топлива подтягиванием накидных гаек штуцеров и хомутов шлангов разрешается только в том случае, если соединения действительно ослабли.

3. Определить причину при обнаружении течи топлива в соединениях, в которых гайки и хомуты затянуты полностью. Для этого разъединить соединение, проверить состояние его деталей и в случае необходимости произвести ремонт или замену их. Забитая или сорванная резьба, вмятины и трещины

на трубах и повреждения дюритовых шлангов в соединениях не должны допускаться. При нарушении герметичности клапана его следует снять и, проверив его состояние, произвести притирку для восстановления герметичности.

4. Не допускать при заправке самолета топливом перезаливки баков и после заправки правильно закрывать крышки заливных горловин (без перекосов, проверяя исправность прокладок и затягивая крышку от руки до отказа).

5. Заменять прокладки при появлении течи из под крышек заливных горловин и в соединениях, имеющих резиновые прокладки (пользоваться прокладками из комплекта запасных частей или изготовлять их из резины № 3826).

6. Следить систематически за состоянием уплотнений приводов электронасосов и при появлении течи топлива из дренажной трубки насос заменять.

7. Проверять при осмотре силовой установки самолета герметичность дюритовых соединений дренажных патрубков и особенно патрубка дренажа переднего бака, так как при отсутствии герметичности в его соединениях топливо из бака будет засасываться в компрессор двигателя.

8. Следить за тем, чтобы дренажные трубки, выходящие за обшивку фюзеляжа, всегда были открыты и зимой на их концах не должно быть льда.

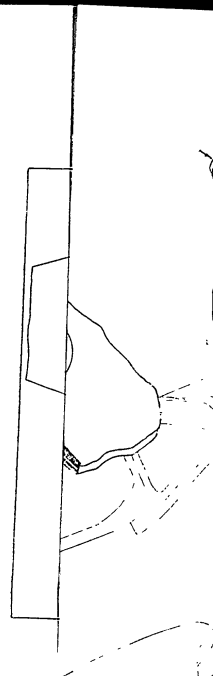
9. Контролировать тщательно в зимнее время качество топлива и наличие в нем воды, так как при низких температурах наружного воздуха из-за большой гигроскопичности топлива (керосина) возможно образование в нем воды и обмерзание топливного фильтра.

10. Проверять при осмотрах и регламентных работах состояние лакокрасочного покрытия системы, не допуская его разрушения и появления коррозии. Коррозию необходимо удалять, а покрытие восстанавливать.

11. Проверять состояние дренажа датчиков сигнализации давления, учитывая, что возникновение в них течи топлива указывает на неисправность датчиков.

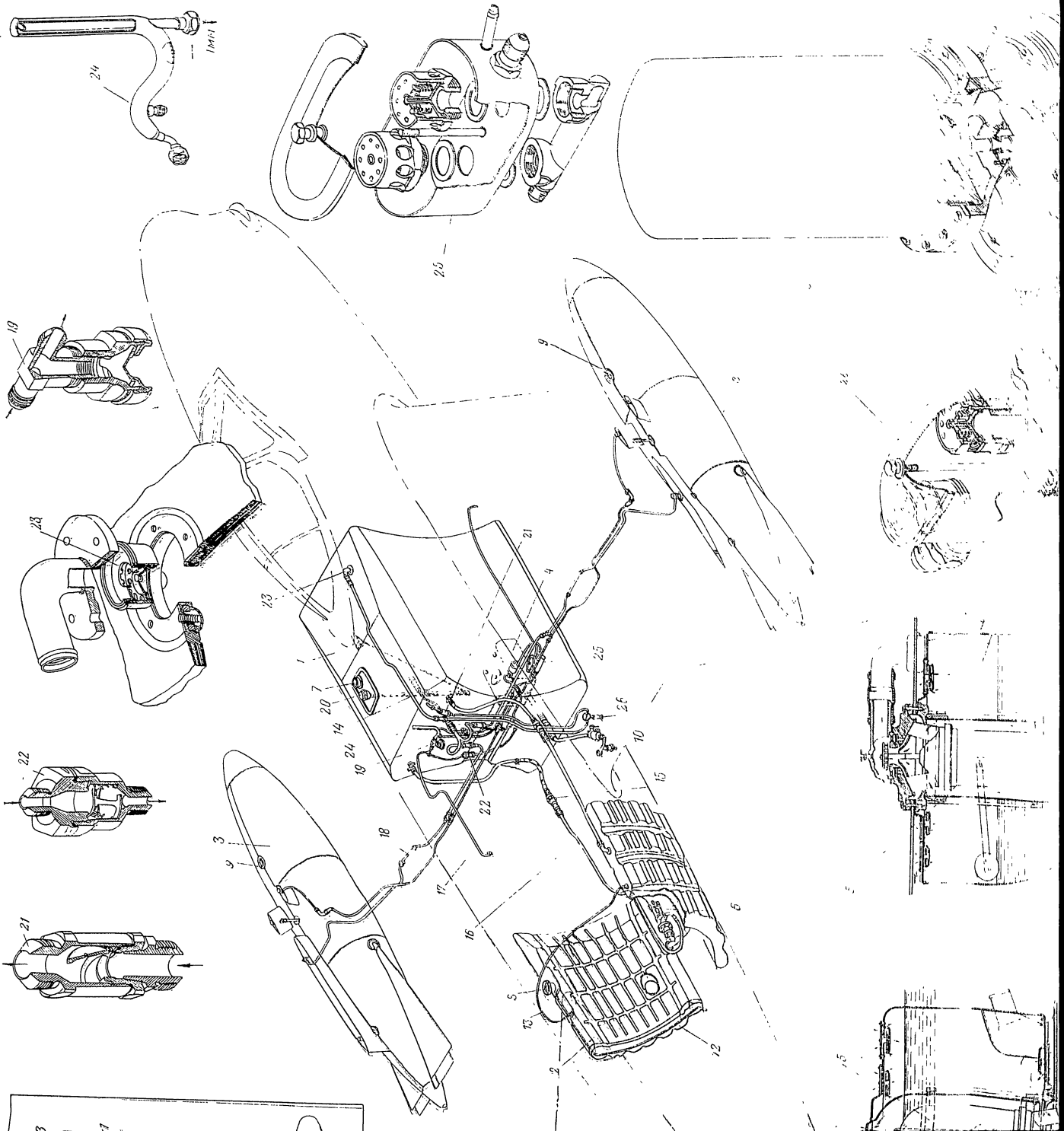
3. ЭКСПЛУАТАЦИЯ МЯГКИХ БАКОВ

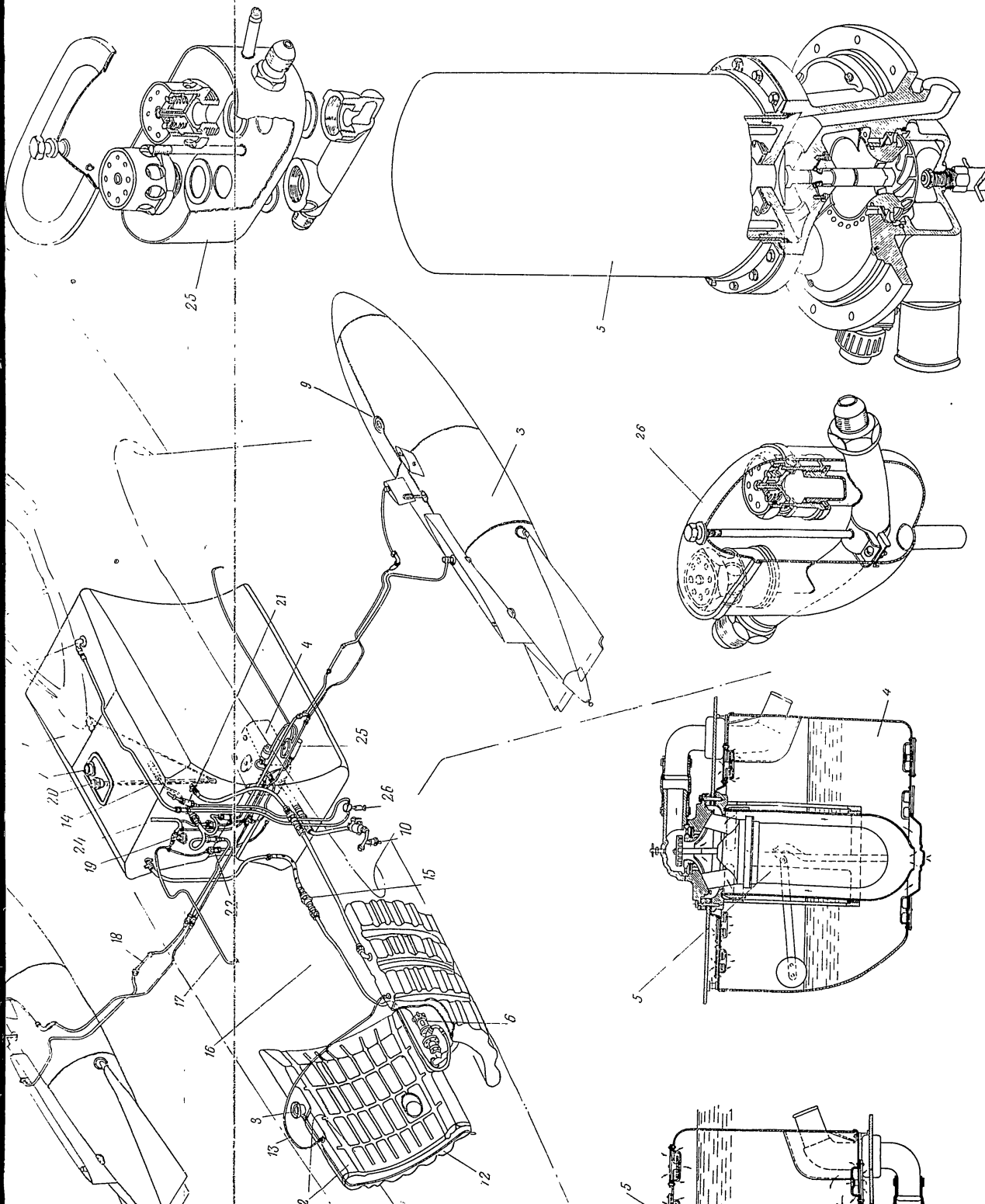
1. Не допускать при заправке самолета топливом попадания его внутрь контейнера и на внешнюю поверхность бака, так как топливо, разрушает верхний слой стенки бака и, кроме того, протекая вниз, может привести к ложному заключению о наличии течи бака.



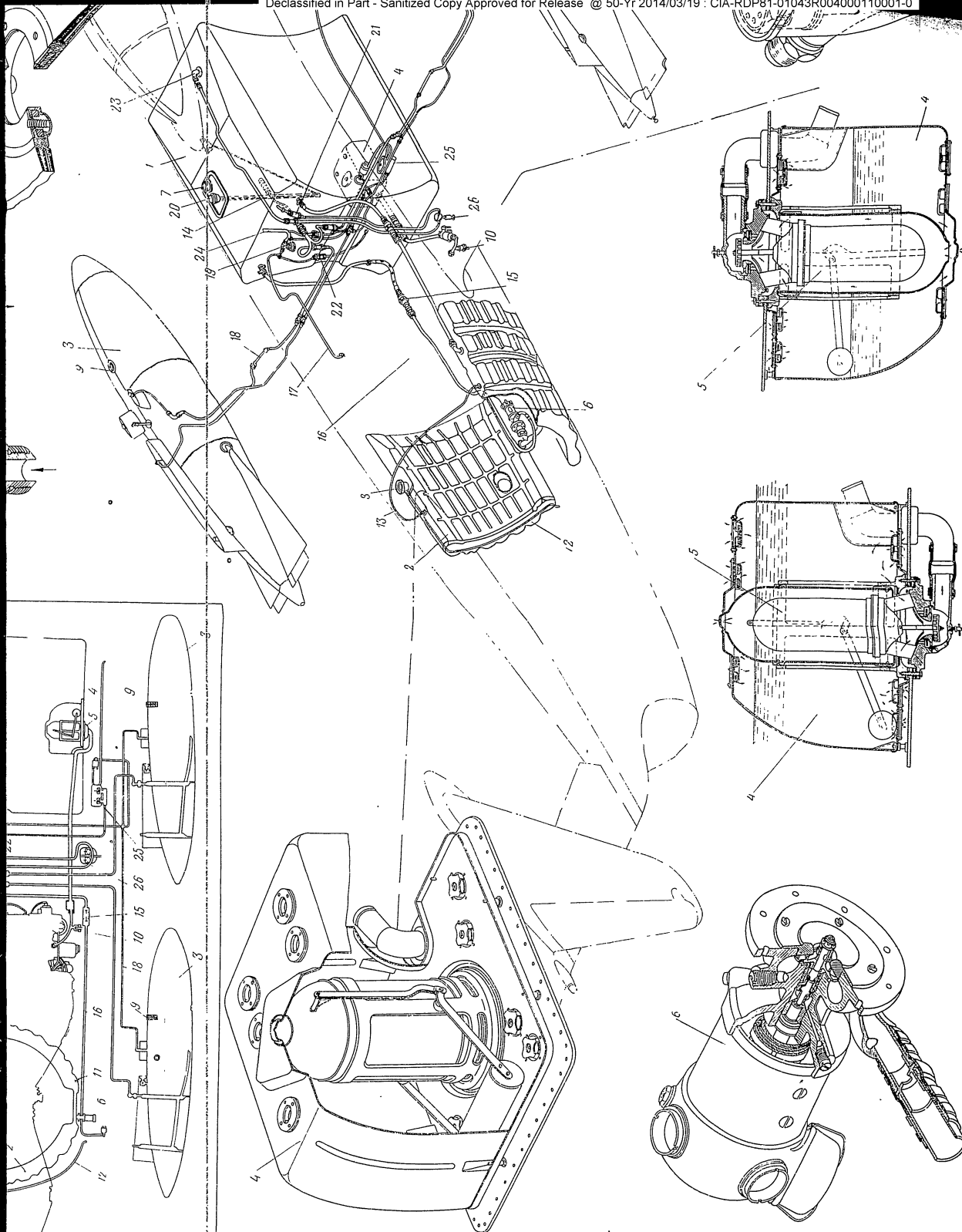
1—передний верхний узел; 2—передний нижний узел; 3—задний верхний узел; 4—задний нижний узел; 5—внутренняя обечайка бака; 6—на

Вспомогательная АН-4 Соединения



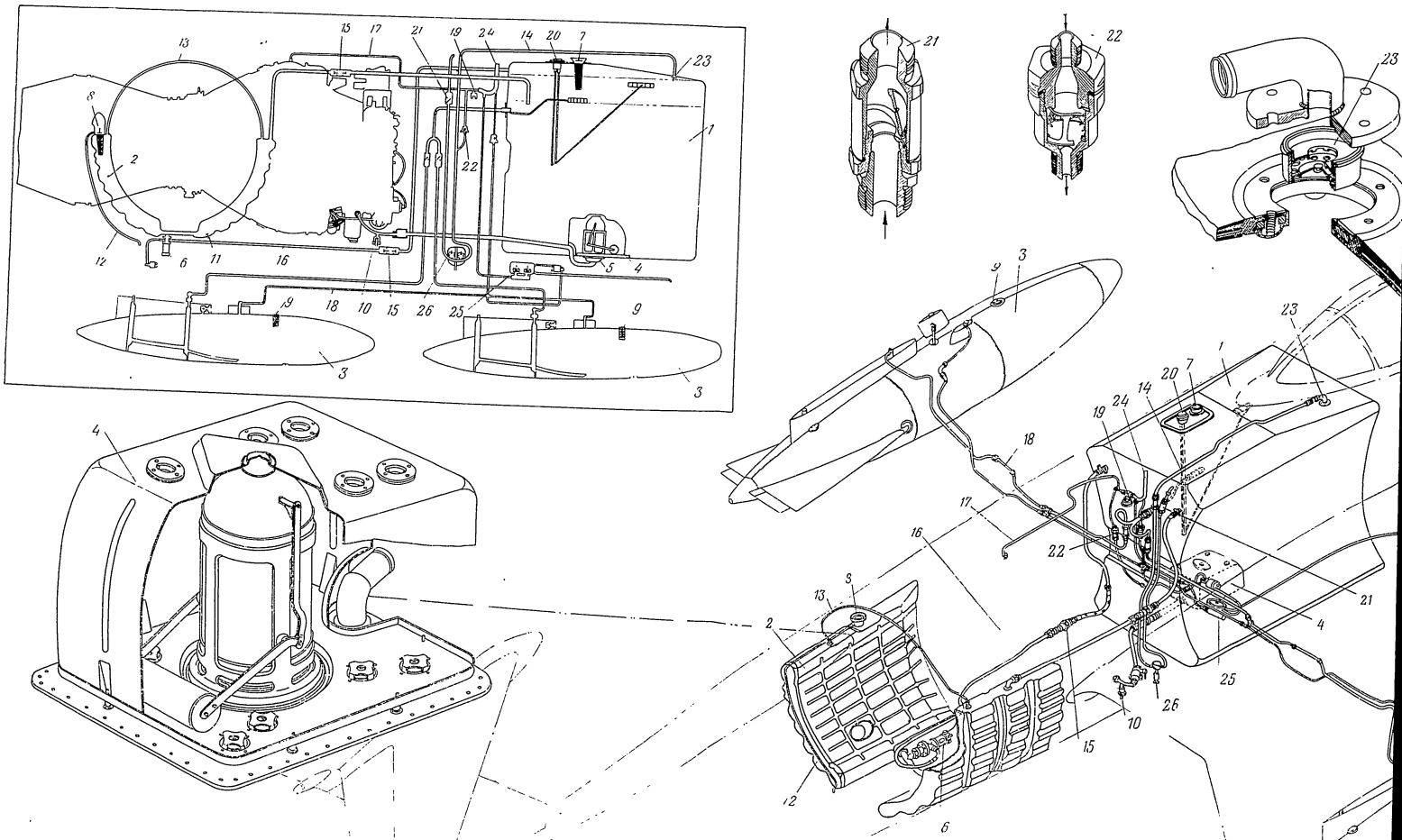


29. Принципиальная и монтажная схема топливной системы.
13—дренажная трубка; 14—трубопровод дренажа бака; 15—дренажный клапан; 16—клапан для срабатывания давления в переднем баке; 17—двусторонний разъемный клапан; 18—трубопровод, соединяющий задний бак с передним; 19—трубопроводы давления для подкачки топлива в подвесных баках; 20—вакуум-клапан; 21—датчик топливного уровня; 22—обратные клапаны трубопроводов давления для подкачки топлива в переднем баке; 23—патрубок дренажа переднего бака с обратным клапаном; 24—предохранительная трубка; 25—клапаны для срабатывания давления воздуха, подаваемого топливом в подвесных баках (клапаны помещены в герметизированную коробку); 26—клапаны для срабатывания давления, подаваемого топливом в переднем баке (клапаны помещены в герметизированную коробку).



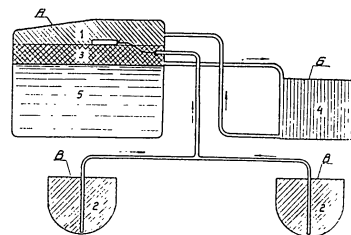
Фиг. 29. Принципиальная и монтажная схемы топливной системы.

1—передний бак; 2—задний бак; 3—подвесные баки; 4—отсек отрицательных перегрузок; 5—подкачивающий насос (агрегат 422А); 6—насос ПЦР-1, перекачивающий топливо из заднего бака в передний; 7—заправная горловина переднего бака; 8—заправная горловина заднего бака; 9—заправная горловина подвесных баков; 10—сливной кран; 11—сливная пробка заднего бака; 12—трубка слива заливной горловины заднего бака; 13—дренажная трубка; 14—трубопровод дренажа и давления для подкачивания топлива в передний бак; 15—двухсторонний разъемный клапан; 16—трубопровод, соединяющий задний бак с передним; 17, 18—трубопроводы давления для подкачивания топлива в подвесных баках; 19—наккумулятор; 20—датчик топливомера; 21, 22—обратные клапаны трубопроводов давления для подкачивания топлива в передний бак; 23—обратный клапан; 24—клапан для слива топлива в герметизирующую емкость; 25—клапан для слива топлива в герметизирующую емкость; 26—обратный клапан.

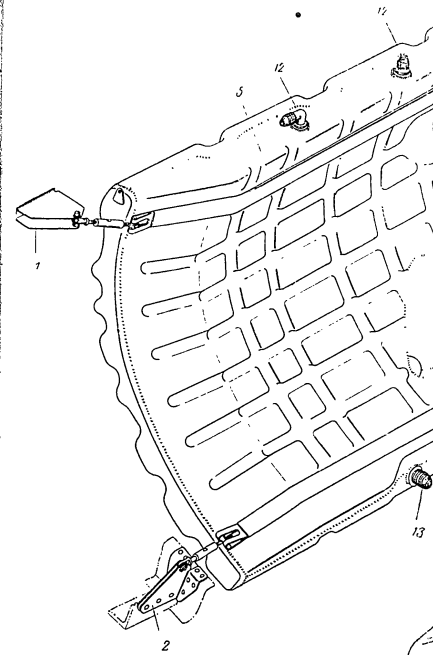


2. Промывать баки, вследствие попадания пыли через дренаж, через каждые 100 летних сов, но не реже одного раза в год. Для промывки бака:

- открыть заливную горловину и слить топливо из бака;
- снять силовую панель люка и слить топливо из бака через пробку, расположенную в патрубке отсека отрицательных перегрузок;



Фиг. 30. Порядок выработки топлива из баков при полете на самолете подвесных баков с топливом.
А—передний бак; Б—задний бак; В—подвесные баки;
1—5—порядковые цифры, указывающие последовательность выработки топлива из разных баков.

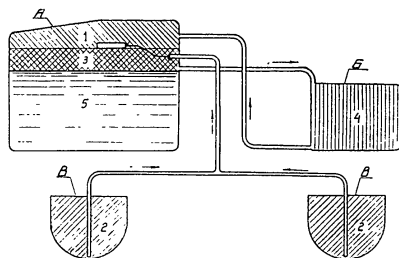


Фиг. 32. Задний бак.
1—передний верхний узел; 2—передний нижний узел; 3—задний верхний узел; 4—задний нижний узел; 5—стенная обшивка; 6—внутренняя обечайка бака; 7—наружная обечайка бака.

2. Промывать баки, вследствие попадания в них пыли через дренаж, через каждые 100 летных часов, но не реже одного раза в год. Для промывки бака:

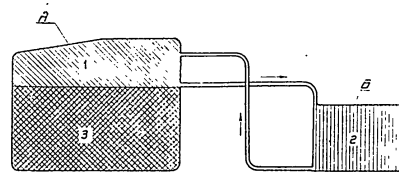
а) открыть заливную горловину и слить топливо из бака;

б) снять силовую панель люка и слить остатки топлива из бака через пробку, расположенную на патрубке отсека отрицательных перегрузок;



Фиг. 30. Порядок выработки топлива из баков при наличии на самолете подвесных баков с топливом.

А—передний бак; Б—задний бак; В—подвесные баки;
1—5—порядковые цифры, указывающие последовательность выработки топлива из разных баков.



Фиг. 31. Порядок выработки топлива из баков при отсутствии на самолете подвесных топливных баков.
(Позиции те же, что и на фиг. 30).

в) разъединить чехол герметизации, снять дюритовый шланг с трубы, соединяющий мягкий патрубок бака с перекрытым краном питающей магистрали, и протолкнуть дюралюминиевый штуцер внутрь бака;

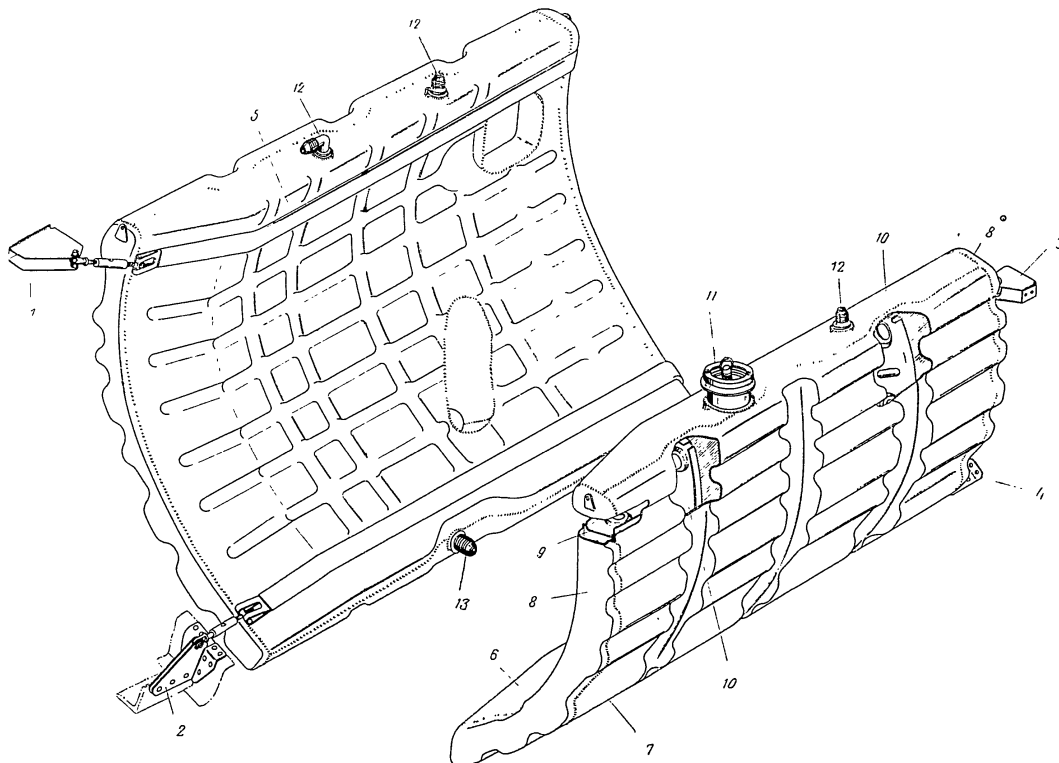
г) снять болты, крепящие плиту отсека отрицательных перегрузок к баку, и осторожно вынуть отсек отрицательных перегрузок (фиг. 33);

д) промыть керосином через отверстие в баке его днище и очистить его от грязи чистой салфеткой;

е) промыть отсек отрицательных перегрузок.

Примечание. Монтаж бака производят в последовательности, обратной изложенной, следя за тем, чтобы в баке не оставалось посторонних предметов.

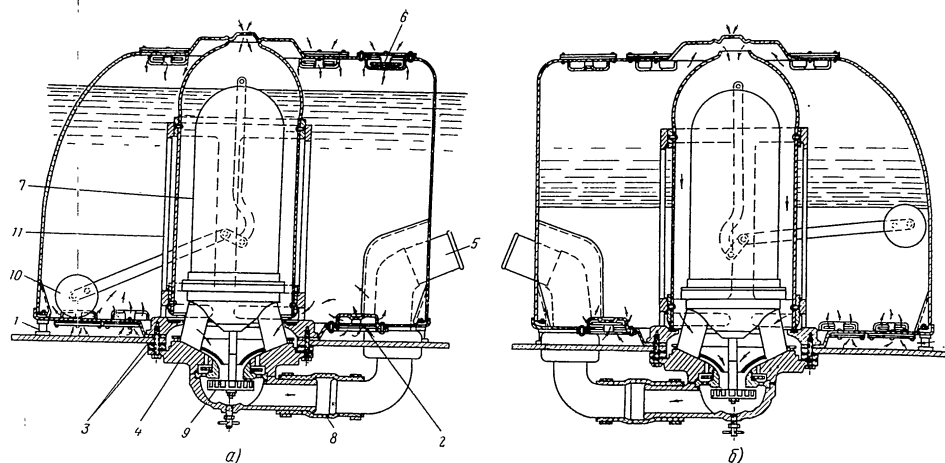
3 Демонтировать бак при температуре наружно-



Фиг. 32. Задний топливный бак и его крепление.

1—передний верхний узел; 2—передний нижний узел; 3—задний верхний узел; 4—задний нижний узел; 5—стяжная лента; 6—внутренняя обечайка бака; 7—наружная обечай-

ка бака; 8—дно бака; 9—продольная перегородка; 10—поперечная перегородка; 11—заливная горловина; 12—штуцеры дренажа бака; 13—штуцер соединения.



Фиг. 33. Два положения отсека отрицательных перегрузок топливного бака.

а—положение при нормальном полете самолета; б—положение при перевёрнутом полете (вверх колесами) самолета; 1—распорная втулка; 2—нижний тарельчатый клапан; 3—резиновые прокладки; 4—корпус насоса (агрегат 422А); 5—

патрубок; 6—верхний тарельчатый клапан; 7—кожух насоса (агрегат 422А); 8—соединение дюритовым шлангом; 9—нагнетающее устройство; 10—груз; 11—направляющая кожа насоса (агрегат 422А).

го воздуха не ниже -10°C . При необходимости демонтажа при температуре ниже -10°C предварительно прогреть бак в течение 30—40 мин. подачей в него теплого (60°C) воздуха через заливную горловину или через отверстие для отсека отрицательных перегрузок (при снятом отсеке).

Операции при демонтаже бака:

- отстыковать хвостовую часть фюзеляжа и опустить лафет;
- снять из бака топливо;
- снять крышку люка для подхода к верхней части бака;
- демонтировать датчик топливомера;
- отвернуть гайки трех шпилек, крепящих верхнюю плиту бака к фюзеляжу;
- отвернуть штуцер дренажной трубки;
- отсоединить трубопровод, идущие к заднему баку;

з) отсоединить трубопровод, идущий от подвесных баков, и снять поплавки;

и) снять нижнюю силовую панель люка бака, для чего отвернуть крепящие ее винты, разъединить два передних и один задний узлы крепления панели люка и отвернуть гайки со шпилек крепления нижней плиты бака к панели люка;

к) снять крышки лючков штырей крепления бака, отвернуть гайки со штырей и прикрепить к верхним штырям специальные тросы;

л) осторожно вынуть бак из отсека фюзеляжа и установить его в специальном ящике, подвесив его за штыри.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не разрешается хранение баков в смятом состоянии в ящиках или на стеллажах во избежание образования на поверхностях перегибов пролежней и изломов. Баки с пролежнями или изломами на самолеты не устанавливаются.

4. Монтировать баки на самолетах при температуре наружного воздуха не ниже -10°C . При необходимости монтажа при более низкой температуре наружного воздуха перед постановкой бака на самолет его необходимо выдержать в течение 4—5 час. в помещении при температуре $15-25^{\circ}\text{C}$ или подогреть подачей внутрь теплого (60°C) воздуха в течение 20—30 мин.

Теплый воздух подавать в бак через заливную горловину, не вынимая бака из упаковочного ящика. Во время подогрева бак закрыть теплым чехлом.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Не вынимать сильно охлажденный (замерзший) бак из ящика во избежание перелома его стенок.

2. После подогрева сильно охлажденного бака монтаж его на самолете производить в наиболее короткое время, не допуская перерыва работ.

Бак перед установкой на самолет предварительно осмотреть для своевременного обнаружения каких-либо повреждений, затем стенки бака с внешней стороны посыпать тальком.

Операции для установки бака на самолете те же, что и при его демонтаже, но выполняются в обратной последовательности. Для установки в контейнер самолета к штырям крепления бака прикрепляют специальные тросы, пропустив их через соответствующие гнезда на фюзеляже. Для лучшего направления стенок бака после установки его в контейнер самолета заполняют воздухом до давления $0,1\text{ кг/см}^2$ (воздух берется от баллона через редуктор и подается через один из штуцеров бака при закрытой горловине и заглушенных остальных штуцерах).

5. Обратить внимание при монтаже бака на самолете на следующее:

- хорошо ли расправлены стенки бака;

б) нет ли перегибов на армированной плите от отсека отрицательных перегрузок;

в) плотно ли прилегает стенка бака шпангоуту в местах присоединения трубопроводов к штуцерам бака;

г) надпись «Верх» на штуцере поплавка должна соответствовать своему положению;

6. Заправить бак при установленной панели люка (крышка под насосом должна быть снята) топливом и проверить герметичность и герметичность трубопроводов, включив при этом подкачивающий насосы (фиг. 34).

4. ПОДВЕСНЫЕ БАКИ И ИХ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

На самолете могут быть установлены подвесные баки: неунифицированные и унифицированные. Неунифицированные баки по конструкции не допускают перестановки их с одного самолета на другое, унифицированные — перестановку допускают.

Подвесные баки устанавливаются под бомбодержателями Д4-50 и могут быть в полете. Топливо из баков под давлением подается в передний бак самолета. Воздух для заправки топлива в подвесных баках из компрессора двигателя. Давление воздуха достигает $0,4\text{ кг/см}^2$ и ограничивается хранительными клапанами.

Контроль за выработкой топлива из бака осуществляется сигнализатором СД-3, установленным на трубопроводе, подводящем воздух в бак.

При заливке топливом баков и при работе на $5500-7000$ об/мин двигателя, когда давлений не выше $0,3\text{ кг/см}^2$, сигнальная лампа на приборной доске должна гореть; при давлении выше $0,3\text{ кг/см}^2$ лампа должна гаснуть. При опорожнении баков давление в них падает и сигнальная лампа вновь загорается, что является сигналом сбрасывания баков. Если лампа после сбрасывания баков не загорается, то летчик может не сбрасывать баков после того, как указатель топливомера начнет показывать расход топлива переднего бака самолета.

Сбрасываются баки нажатием кнопки управления самолетом. В случае срыва сбрасывания баков другой бак сбрасывается автоматически одновременно, что обеспечивается установкой в крыльях автомата сбрасывания АОС, которые должны упираться в верхнюю часть крыла.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Перед подвеской ручки выключателей В-45 на обоих крыльях поставить в положение «Выключено».

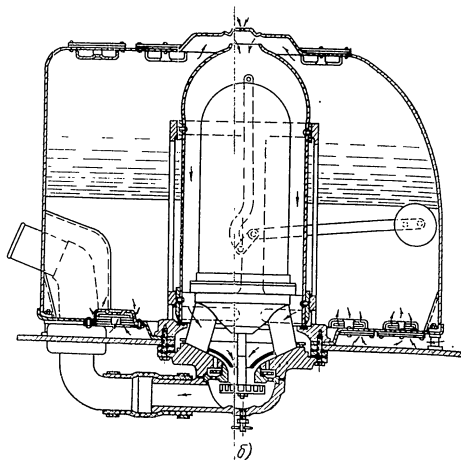
2. При неисправной цепи блокировки сбрасывания баков не подвешивать до устранения дефекта.

3. После подвески баков на самолете поставить ручки выключателей В-45 на обоих крыльях в положение «Включено».

А. Неунифицированные подвесные баки (см. фиг. 35)

Операции по установке и проверке баков:

- Перед установкой на самолет каждого



ицательных перегрузок топливного бака.

патрубок; 6—верхний тарельчатый клапан; 7—кожух насоса (агрегат 422А); 8—соединение дюрнитовым шлангом; 9—нагнетающее устройство; 10—груз; 11—направляющая кожаного насоса (агрегат 422А).

4. Монтировать баки на самолетах при температуре наружного воздуха не ниже -10°C . При необходимости монтажа при более низкой температуре наружного воздуха перед постановкой бака на самолет его необходимо выдержать в течение 4—5 час. в помещении при температуре $15-25^{\circ}\text{C}$ или подогреть подачей внутрь теплого (60°C) воздуха в течение 20—30 мин.

Теплый воздух подавать в бак через заливную горловину, не вынимая бака из упаковочного ящика. Во время подогрева бак закрыть теплым чехлом.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Не вынимать сильно охлажденный (заморозивший) бак из ящика во избежание перелома его стенок.

2. После подогрева сильно охлажденного бака монтаж его на самолете производить в наиболее короткое время, не допуская перерыва работ.

Бак перед установкой на самолет предварительно осмотреть для своевременного обнаружения каких-либо повреждений, затем стенки бака с внешней стороны посыпать тальком.

Операции для установки бака на самолете те же, что и при его демонтаже, но выполняются в обратной последовательности. Для установки в контейнер самолета к штырям крепления бака прикрепляют специальные тросы, пропустив их через соответствующие гнезда на фюзеляже. Для лучшего направления стенок бака после установки его в контейнер самолета заполняют воздухом до давления $0,1 \text{ кг/см}^2$ (воздух берется от баллона через редуктор и подается через один из штуцеров бака при закрытой горловине и заглушенных остальных штуцерах).

5. Обратить внимание при монтаже бака на самолете на следующее:

а) хорошо ли расправлены стенки бака;

б) нет ли перегибов на армированной трубе, идущей от отсека отрицательных перегрузок;

в) плотно ли прилегает стенка бака к стенке шпангоута в местах присоединения трубопровода к мягким штуцерам бака;

г) надпись «Верх» на штуцере поплавкового клапана должна соответствовать своему положению.

6. Заправить бак при установленной нижней силовой панели люка (крышка под насосом 422А должна быть снята) топливом и проверить визуально его герметичность и герметичность соединений трубопроводов, включив при этом подкачивающий и перекачивающий насосы (фиг. 34).

4. ПОДВЕСНЫЕ БАКИ И ИХ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

На самолете могут быть подвешены два вида подвесных баков: неунифицированные и унифицированные. Неунифицированные баки по своей конструкции не допускают перестановки их с одного крыла самолета на другое, унифицированные такую перестановку допускают.

Подвесные баки устанавливаются под крыльями на бомбодержателях Д4-50 и могут быть сброшены в полете. Топливо из баков под давлением воздуха подается в передний бак самолета. Воздух для подкачивания топлива в подвесных баках поступает из компрессора двигателя. Давление воздуха в баках достигает $0,4 \text{ кг/см}^2$ и ограничивается предохранительными клапанами.

Контроль за выработкой топлива из баков осуществляется сигнализатором СД-3, установленным на трубопроводе, подводящем воздух в баки.

При залитых топливом баках и при работающем на $5500-7000 \text{ об/мин}$ двигателе, когда давление в баках не выше $0,3 \text{ кг/см}^2$, сигнальная зеленая лампа на приборной доске должна гореть; при переводе же двигателя с 7000 об/мин на большие обороты лампа должна гаснуть. При опорожнении баков от топлива давление в них падает и сигнальная лампа вновь загорается, что является сигналом для сбрасывания баков. Если лампа после опорожнения баков не загорится, то летчик может произвести сбрасывание баков после того, как указатель топливомера начнет показывать расход топлива из переднего бака самолета.

Сбрасываются баки нажатием кнопки на щитке под фонарем или тактической кнопки на ручке управления самолетом. В случае срыва одного из баков другой бак сбрасывается автоматически и одновременно, что обеспечивается установленными в крыльях автоматами сбрасывания АОС, штоки которых должны упираться в верхнюю часть баков.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Перед подвеской баков рукоятки выключателей В-45 на обоих крыльях поставить в положение «Выключено».

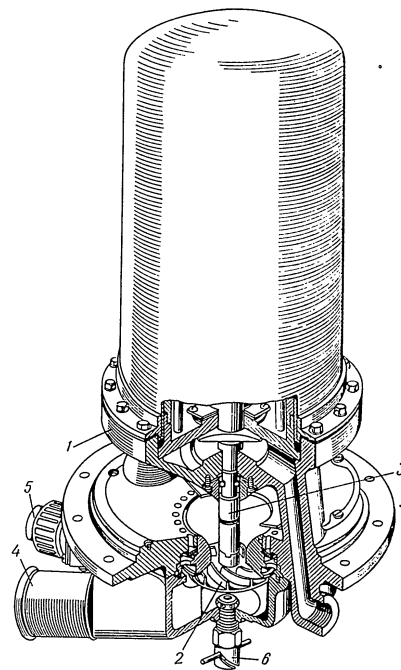
2. При неисправной цепи блокировки балочных держателей баки не подвешивать до устранения дефекта.

3. После подвески баков на самолете рукоятки выключателей В-45 на обоих крыльях поставить в положение «Включено».

А. Неунифицированные подвесные баки (см. фиг. 35)

Операции по установке и проверке баков:

1. Перед установкой на самолет каждого бака:



Фиг. 34. Подкачивающий насос (агрегат 422А).

1—корпус; 2—крыльчатка; 3—ось крыльчатки; 4—выходной патрубок; 5—электроразъем; 6—сливной край.

а) проверить наличие и состояние уплотнительных резиновых прокладок на его упорах;

б) удалить наклеенную перкалевую шайбу с переднего крылевого упора и проверить его состояние;

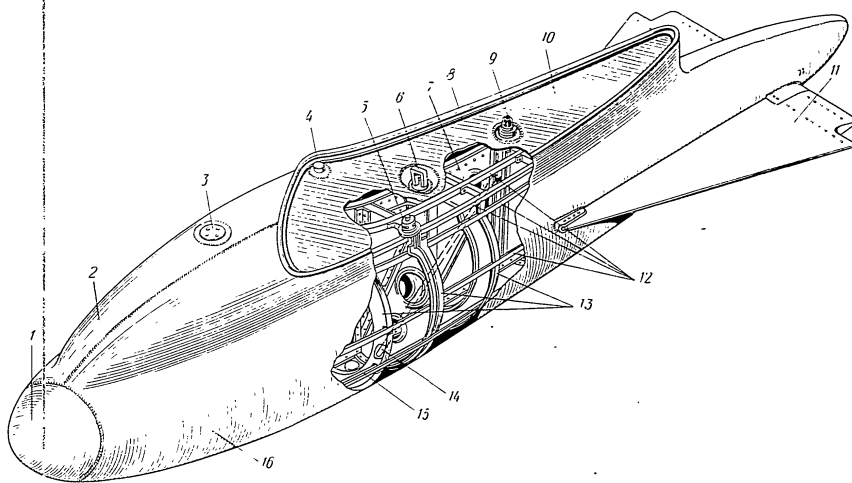
в) вывернуть заглушку с заднего крылевого упора, удерживая упор в крыле ключом, подведенным через верхний локот обшивки крыла.

Проверить состояние упора, вертикальный ход упора (при нажатии на упор рукой его ход должен быть 4 мм) и легкость вращения штуцера в гнезде.

2. Проверить систему подвески бака к крылу и сбрасывания его. Для проверки системы:

а) заменить глухую крышку лючка балочного держателя Д4-50 специальной, имеющей вырезы для ключа взведения и спуска держателя и для несущего рычага подвески;

б) проверить держатели Д4-50. Для проверки выключить выключатели В-45 автомата АОС (подход к выключателю через вырез в нижней обшивке крыльев в районе нервюр № 12—13), взвести специальным ключом несущие рычаги подвески и включить автоматы защиты, имеющие надписи: «Аварийный сброс бомб, сброс баков» и «Бомбы». Включить выключатели с надписями «Тактический сброс» и «Включено на взрыв», «Подвесные баки»; при этом должны загореться сигнальные



Фиг. 35. Подвесной топливный бак неунифицированной конструкции.

1—кок; 2—правая половина обечайки; 3—защипная горловина; 4—щелевидный глухой упор; 5—передний воздухопроводящий упор; 6—рым-болт; 7—продольная перегородка; 8—форметизирующий резиновый профиль; 9—задний упор; 10—верхняя поверхность; 11—стабилизатор; 12—продольные струнгеры; 13—диафрагма; 14—заборная трубка; 15—спивная пробка; 16—левая обечайка бака.

Лампы подвески баков на щитке приборной доски и лампочка «Взрыв».

Нажать кнопку, расположенную на щитке на левой части подфоновой обшивки, с надписью «Сброс баков, аварийный сброс бомб», при этом несущие рычаги подвески должны открыться, а сигнальные лампы подвески баков погаснуть.

В описанном порядке проверить систему сбрасывания от тактической кнопки на ручке управления самолетом;

(в) проверить состояние резьбы и рым-болтов подвески баки и их гаек. Резьба болта не должна иметь следов износа, а гайка должна наворачиваться легко от руки.

3. Ввести специальным ключом несущие рычаги балочных держателей Д4-50 и подвесить на них рым-болты; при этом левая и правая сигнальные лампы подвески баков на щитке должны загореться.

Примечание. При подвеске рым-болтов на несущие рычаги выключатели В-45 автомата АОС одновременного сбрасывания полесных баков должны быть установлены на рычагах выключателей.

4. Подсоединить баки на рым-болты, при этом проверить, чтобы передний и задний их упоры встали в соответствующие места на крыле, а рым-болт прошел через бак, так чтобы можно было накрутить на него снизу гайку, предварительно подложив под нее стальную: оцинкованную шайбу, входящую в комплект.

лекта деталей крепления баков. Не допускать постановки шайб, имеющих задиры, вмятины и ржавчину. Затянуть гайки рыб-болтов специальным торцевым ключом, имеющимся в комплекте самолета-инструмента, и завернуть на болты контргайки. Включите выключатели В-45 автомата АОС, при этом бак должны отделиться от держателей.

Примечания. 1. Перед включением выключателей В-45 автомата АОС проверить, чтобы под баки были...

44

ложены мягкие маты, и убедиться в том, что штоки обоч
автоматов АОС упрутся в верхнюю часть баков.

а) отсутствие надежного контакта штока автомата АОС с баком:

б) неисправность системы автомата АОС.

5. Проверить прилегание к поверхности крыла резинового профиля бака. Не допускать полного обжатия профиля. Запрещается:

жания профиля. Зазоры в отдельных местах между поверхностью крыла и резиновым профилем не должны быть более 3—5 мм.

6. Проверить сбрасывание пустых баков на земле от кнопки на ручке управления самолетом, подложив предварительно под баки мягкие маты. Сбрасывание баков должно происходить безотказно и одновременно.

Перед повторной подвеской баков тщательно проверить резьбу болта-рыма и гайки, легкость проворачивания ее от руки, а также чистоту поверхностей стальной шайбы.

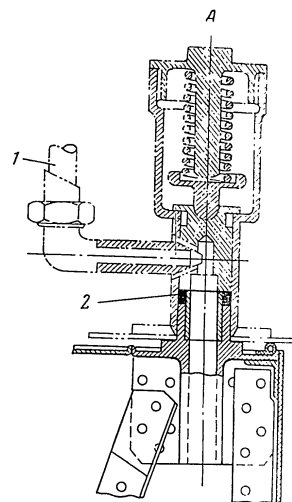
7. Полностью залить все баки топливом и пробки их заливных горловин завернуть специальным ключом.

8. Включить переключателем зеленую сигнальную лампу с надписью «Подвесные баки» и после запуска и вывода двигателя на номинальные обороты проверить:

а) герметичность баков в местах расположения переднего и заднего упоров.

В случае появления подтекания топлива по уплотнениям баков слить топливо и проверить состояние резиновых уплотнительных прокладок (фиг. 36). Поврежденные уплотнительные прокладки заменять новыми:

б) герметичность со стороны поплавкового клапана переднего бака. При обнаружении подтека-



Фиг. 36. Узлы подключения подвесного топливного

А—узел, подводящий воздух для поддувания топлива подвесном баке; Б—узел, отводящий топливо из 1-го бака; 1—трубопровод, подводящий воздух, 2—узел, отводящий топливо из 2-го бака; 3—трубопровод, отводящий топливо.

ния топлива из дренажного трубопровода, вызвавшего на неисправность поплавкового клапана. Последний снять, отремонтировать или заменить новым.

Самолет допускать к полету при герметичности соединений по упорам бака, поплавкового клапана и работающей сигнализации выработки топлива.

Примечания. 1. Если в полете после выара подвесных баков топлива сигнальная лампа не загорелась, то после полета проверить, не засорено ли дроссельное отверстие в крестовине, к которой присоединена трубка пьезодатчика давления СД-3, исправность самого датчика, а также его электрической проводки.

2. Если после полета обнаружена неравномерность работки топлива из подвесных баков, следует проверить герметичность по передним упорам и затем продохом их воздушными и топливными трубопроводами.

3. Проверить тарировку предохранительных клапанов, герметичность магистралей поддавливания топлива, дроссельного отверстия Φ 3 мм у входной части топлива поддавливания баков и чистоту дроссельного отверстия в крестовине к которой подсоединена трубка.

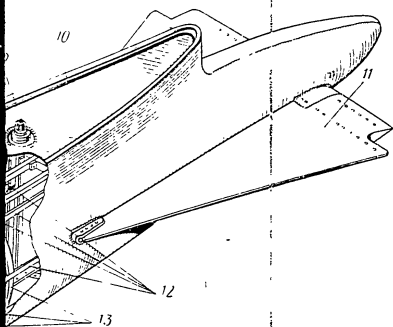
4. Проверить у избежание надреза уплотнительный
кладки переднего упора правильности совмещения

5. Повысить точность пилотирования самолета при посадке (из-за отказа клапанов или неисправности стралы подавливания) посадки с подвесными баками полными топливом.

Б. Унифицированные подвесные баки

Конструкция унифицированных подвесных

допускает быструю перестановку их с правого на левое и наоборот.



низированной конструкции.

10—верхняя поверхность; 11—стабилизатор; 12—продольные ребра; 13—диафрагма; 14—заборная трубка; 15—сливная пробка; 16—левая обечайка бака.

ны мягкие маты, и убедиться в том, что шток обонх автоматов АОС упирается в верхнюю часть баков. Причины, вызывающие самопроизвольное сбрасывание при включении выключателя В-45 автомата АОС: отсутствие надежного контакта штока автомата АОС с матом.

Неисправность системы автомата АОС.

Проверить прилегание к поверхности крыла реборды профиля бака. Не допускать полного обрыва профиля. Зазоры в отдельных местах между поверхностью крыла и резиновым профилем не должны быть более 3—5 мм.

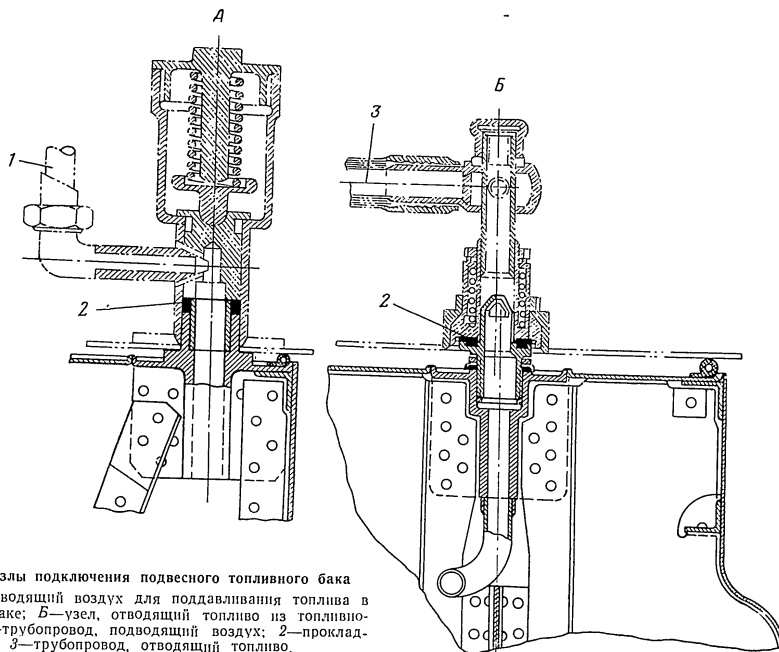
Проверить сбрасывание пустых баков на земной поверхности на ручке управления самолетом, подвешивая предварительно под баки мягкие маты. Сбрасывание баков должно происходить безотказно одновременно.

Перед повторной подвеской баков тщательно проверить резьбу болта-рыма и гайки, легкость проворачивания ее от руки, а также чистоту поверхностей опорных шайб.

После проверки баки залить топливом и пробки сливных горловин завернуть специальным ключом. Включить переключателем зеленую сигнальную лампу с надписью «Подвесные баки» и после запуска двигателя на номинальные обороты проверить герметичность баков в местах расположения переднего и заднего упоров.

В случае появления подтекания топлива по упорам слить топливо и проверить состояние резиновых уплотнительных прокладок (фиг. 36). Поперечные уплотнительные прокладки заменять только в случае необходимости.

Проверить герметичность со стороны подплавающего клапана переднего бака. При обнаружении подтека



Фиг. 36. Узлы подключения подвесного топливного бака

А—узел, подводящий воздух для подкачки топлива в подвесном баке; Б—узел, отводящий топливо из топливного бака; 1—трубопровод, подводящий воздух; 2—прокладка; 3—трубопровод, отводящий топливо.

ния топлива из дренажного трубопровода, указывающего на неисправность поплавкового клапана, последний снять, отремонтировать или заменить новым.

Самолет допускать к полету при герметичности соединений по упорам бака, поплавкового клапана и работающей сигнализации выработки топлива.

Примечания. 1. Если в полете после выработки из подвесных баков топлива сигнальная лампа не загорелась, то после полета проверить, не засорено ли дроссельное отверстие в крестовине, к которой присоединена трубка сигнализатора давления СД-3, исправность самого сигнализатора, а также его электрической проводки.

2. Если после полета обнаружена неравномерность выработки топлива из подвесных баков, следует проверить их герметичность по передним упорам и затем продуть воздухом их воздушные и топливные трубопроводы.

3. Проверить тарировку предохранительных клапанов, герметичность магистралей подкачки топлива, чистоту дроссельного отверстия Φ 3 мм у входной части трубопровода подкачки баков и чистоту дроссельного отверстия в крестовине, к которой подсоединена трубка сигнализатора давления СД-3, если во время полета сигнальная лампа не погасла, причем топливо из бака не было полностью выработано либо выработано полностью.

4. Проверять во избежание надреза уплотнительной прокладки переднего упора правильность совмещения его с узлом крыла.

5. Повысить точность пилотирования самолета при необходимости (из-за отказа клапанов или неисправности магистралей подкачки) посадки с подвесными баками, заполненными топливом.

Б. Унифицированные подвесные баки

Конструкция унифицированных подвесных баков допускает быструю перестановку их с правого крыла на левое и наоборот.

Баки изготавливаются в двух вариантах:

1-й вариант (временный) — передние упоры левого и правого бака взаимозаменяемы, поэтому для перестановки бака с правого крыла на левое и наоборот необходимо иметь комплект упоров, соответствующих положению бака на самолете.

2-й вариант (основной) — передние упоры левого и правого баков взаимозаменяемые, т. е. их можно использовать при подвеске бака как на правое, так и на левое крыло самолета.

а) Особенности конструкции баков (фиг. 37)

Баки цельнометаллические, сварные, имеют стойки для крепления к крылу.

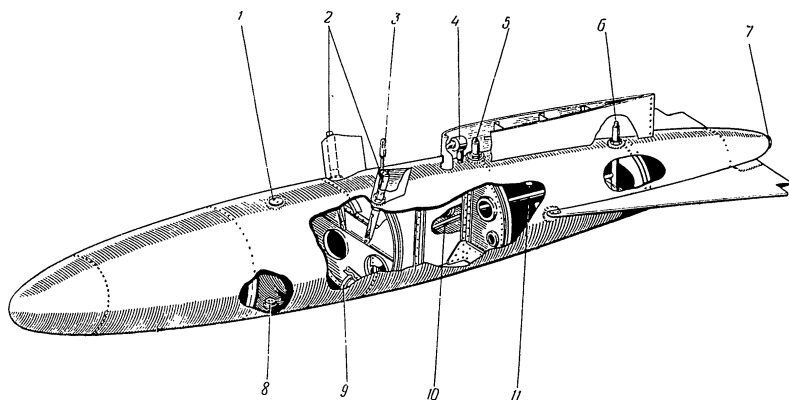
На двух передних стойках монтируются глухой и воздушный упоры.

Задняя (ближняя) стойка является опорной стойкой и топливопроводом в баках, предназначенных для самолетов МиГ-17.

Задняя (дальняя) стойка аналогичного назначения применяется в баках самолетов МиГ-15бис. Стойки закрыты обтекателями, причем в заднем обтекателе расположены две задние стойки и вакуум-клапан.

Вакуум-клапан не допускает разрежения внутри бака и смятия его при резком снижении самолета и открывается при вакууме, не превышающем $0,05 \text{ кг/см}^2$.

При отсутствии упоров передних стоек и их обтекателей правый и левый баки конструктивно не отличаются друг от друга.

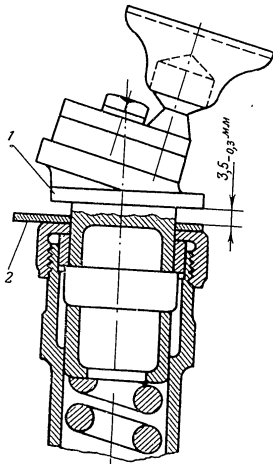


Фиг. 37. Подвесной топливный бак унифицированной конструкции.
1—заливная горловина; 2—передние стойки; 3—рым-болт; 4—вакуум-клапан; 5—задний узел (ближний); 6—задний узел (дальний); 7—дополнительная сливная пробка; 8—сливная пробка; 9—заборник топлива; 10—топливный трубопровод бака для самолета МиГ-17; 11—топливный трубопровод бака для самолета МиГ-15бис.

б) Особенности эксплуатации баков

При эксплуатации унифицированных подвесных баков руководствоваться указаниями по эксплуатации неунифицированных баков и следующими к ним дополнениями:

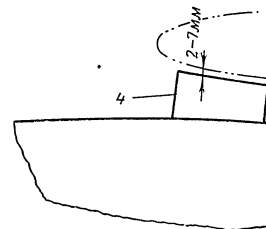
1. Затягивать гайку рым-болта при подвеске бака к крылу торцевым ключом до положения, при котором контрольная шайба 2 на глухом упоре будет зажата (фиг. 38).
2. Проверять зазоры между обтекателями стоек и поверхностью крыла, которые должны быть в пределах 2÷7 мм (фиг. 39).



Фиг. 38. Глухой упор на передней боковой стойке унифицированного подвесного топливного бака.
1—головка глухого упора; 2—контрольная шайба.

3. Для перестановки подвесного бака с правого крыла на левое и наоборот необходимо на баках 1-го конструктивного варианта (передние упоры невзаимозаменяемы):

- а) снять обтекатели двух передних упоров;
- б) снять со стоек передние упоры (глухой и воздушный);
- в) вынуть из стойки глухого упора пружину с прокладкой (если прокладка стояла). Вывернуть заглушку специальным ключом и снять резиновую прокладку заглушки;
- г) закрыть снятой заглушкой с прокладкой отверстие в стойке;
- д) поставить вместо снятого соответствующий (правый или левый) глухой упор без пружины и проверить свободу его движения вдоль оси стойки, при этом заеданий при движении упора не должно быть. После проверки и устранения заеданий, если они были обнаружены, снять упор со стойки;
- е) поставить на место пружину и проверенный глухой упор, затянув накидную гайку упора радиальным ключом;
- ж) проверить величину зазора между плоскостью головки глухого упора и плоскостью контрольной шайбы, который должен быть равен 3,5-0,3 мм. Величину этого зазора регулировать подбором толщины шайбы, устанавливаемой под нижний торец пружины. При проверке зазора торец наконечника глухого упора должен находиться на пружине, при этом пружина не должна быть обжата;
- з) смонтировать на стойке, предназначенной для воздухопроводящего упора, соответствующий (правый или левый) воздухопроводящий упор, при этом под упор поставить уплотнительную прокладку и затем законтрить накидную гайку. Перед установкой упора вынуть из стойки заглушку;
- и) смазать наконечники вновь поставленных упоров тонким слоем смазки ЦИАТИМ-201;
- к) проверить после полета самолета с подвесными баками, не ослабла ли шайба, контролирующая



Фиг. 39. Схема проверки зазоров между профилем крыла и задним обтекателем.
1—профиль крыла; 2—задний обтекатель.

степень затяжки подвесного бака на крыле и в случае необходимости подтянуть гайку торцевым ключом, как это указано на рисунке.

На баках 2-го конструктивного варианта упоры взаимозаменяемые) при перестановке бака с правого крыла на левое и наоборот упоров, пружин и заглушек производится как на баках 1-го конструктивного варианта:

- а) разъединить головки упоров от стоек, расконтрив и вывернув по два болта упора;
- б) поставить головки упоров на те же стойки, предварительно на них поставив контрольные шайбы в исходном положении (до снятия). Шайбы и головки упоров не менять. Закрепить головки упоров болтами, а головки болтов законтрить КОК-1.

Примечание. Обтекатели передних стоек на баках 2-го конструктивного варианта баков не заменяются.

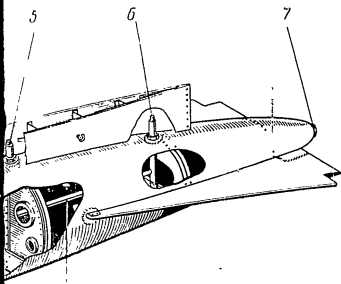
в) Эксплуатация вакуум-клапана (фиг. 40)

1. Проверять перед каждым полетом, в том числе и в полете, наличие посторонних предметов во входной трубке вакуум-клапана. Для проверки продеть проволоку диаметром 2-миллиметровое отверстие в стенок трубки клапана, расположенное против трубки клапана.

2. Проверять систематически герметичность вакуум-клапана, причем незначительное просачивание топлива может быть обнаружено по просачиванию топлива при полностью заправленных баках на стоянке в условиях повышенных температур наружного воздуха.

Незначительное (до 15-20 капель в минуту) подтекание топлива из сливного и дренажного патрубков допускается.

Показателем недопустимой негерметичности вакуум-клапана может служить загорание лампы сигнализатора СД-3 в системе подпитки топлива воздухом при работающем на более оборотах двигателе и полностью заправленных топливом баках.



цированной конструкции.

заборник топлива, 10—топливный трубопровод самолета МиГ-17; 11—топливный трубопровод бака для самолета МиГ-15Бис.

при перестановке подвесного бака с правого на левое и наоборот необходимо на баках 1-го конструктивного варианта (передние упоры неразъемные).

На обтекатель двух передних упоров: а) с отоек передние упоры (глухой и воздушный).

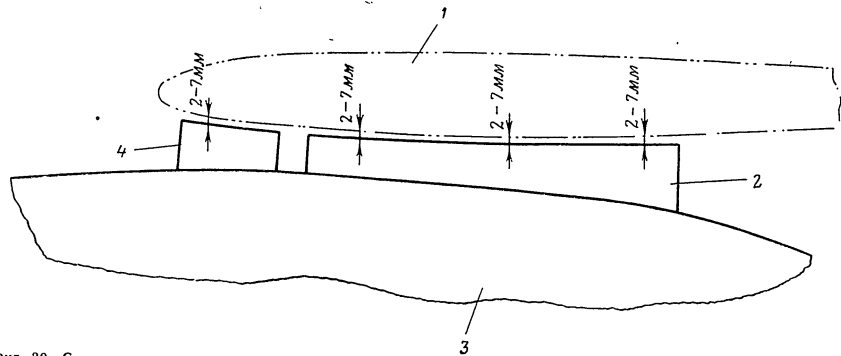
Вынуть из стойки глухой упор, пружину с пружиной (если прокладка стояла), вывернуть заглушку специальным ключом и снять резиновую заглушку.

Закрепить снятой заглушкой с прокладкой отверстие стойки.

Поставить вместо снятого соответствующий (правый или левый) глухой упор (без пружины и без свободы его движения вдоль оси стойки). При зажатии при движении упора не должно быть заеданий. После проверки и устранения заеданий, если они обнаружены, снять упор со стойки; поставить на место пружину и проверенный упор, затянув накидную гайку упора рожковым ключом.

Проверить величину зазора между плоскостью глухого упора и плоскостью контрольной шайбы, который должен быть равен 3,5—4 мм. Величину этого зазора регулировать подбором толщин шайбы, устанавливаемой под нижний торцевой упор. При проверке зазора торцевой конический упор должен находиться на пружине, пружина не должна быть обжата.

Смонтировать на стойке, предназначенной для воздухопроводящего упора, соответствующий (правый или левый) воздухопроводящий упор, при этом упор поставить уплотнительную прокладку и законтрить накидную гайку. Перед установкой вынуть из стойки заглушку; смазать конические вновь поставленные упоры тонким слоем смазки ЦИАТИМ-201; проверить после полета самолета с подвесными баками, не ослабла ли шайба, контролирующая



Фиг. 39. Схема проверки зазоров между обтекателями унифицированного подвесного бака и крылом самолета. 1—профиль крыла; 2—задний обтекатель бака; 3—подвесной топливный бак; 4—передний обтекатель бака.

степень затяжки подвесного бака на глухом упоре, и в случае необходимости подтянуть гайку рым-болта торцевым ключом, как это указано в п. 1.

На баках 2-го конструктивного варианта (передние упоры взаимозаменяемые) при перестановке их с правого крыла на левое и наоборот перестановку упоров, пружин и заглушек производить так же, как на баках 1-го конструктивного варианта, после чего:

а) разъединить головки упоров от их оснований, расконтрив и вывернув по два болта у каждого упора;

б) поставить головки упоров на те же основания, но развернуть их предварительно на 180° от их исходного положения (до снятия). Шайбы и прокладки упоров не менять. Закрепить головки упоров болтами, а головки болтов законтрить проволокой КОК-1.

Примечание. Обтекатели передних стоек как 1-го, так и 2-го конструктивных вариантов баков взаимозаменяемы.

в) Эксплуатация вакуум-клапана (фиг. 40)

1. Проверять перед каждым полетом, нет ли посторонних предметов во входной трубке вакуум-клапана. Для проверки продеть проволочку через контрольное 2-миллиметровое отверстие в стенках обтекателя и патрубка, расположенное против входной трубки клапана.

2. Проверять систематически герметичность вакуум-клапана, причем незначительное подтекание может быть обнаружено по просачиванию топлива при полностью залитых баках на стоянке самолета в условиях повышенных температур наружного воздуха.

Незначительное (до 15—20 капель в минуту) подтекание топлива из сливного и дренажного отверстия патрубка допускается.

Показателем недопустимой негерметичности вакуум-клапана может служить загорание зеленой лампы сигнализатора СД-3 в системе подавления топлива воздухом при работающем на 7000 и более оборотах двигателе и полностью заправленных топливом баках.

Негерметичность в этом случае обнаруживается по струе воздуха, выходящей из отверстий патрубка клапана и ощущаемой рукой.

Во всех случаях при обнаружении недопустимой негерметичности клапан необходимо заменить.

5. ПРОВЕРКА ПЕРЕД УСТАНОВКОЙ НА САМОЛЕТ ПОДВЕСНЫХ БАКОВ СИСТЕМЫ БЛОКИРОВКИ АВТОМАТА ОДНОВРЕМЕННОГО СБРАСЫВАНИЯ БАКОВ АОО

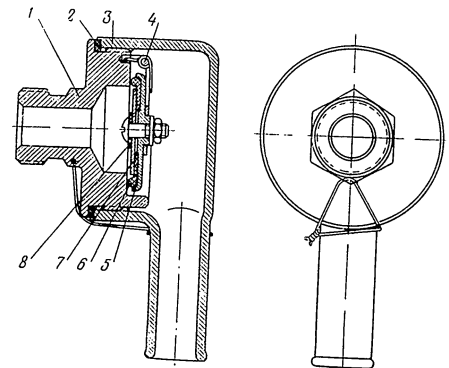
1. Проверить перед установкой на самолет подвесных баков:

а) положение рукояток выключателя В-45 на обоих крыльях, которые должны находиться в положении «Выключено»;

б) положение автомата защиты на правом электроштырке с надписью «Бомбы», который должен стоять в положении «Выключено».

2. Включить:

а) выключатель с надписью «Аккумулятор» на правом электроштырке;



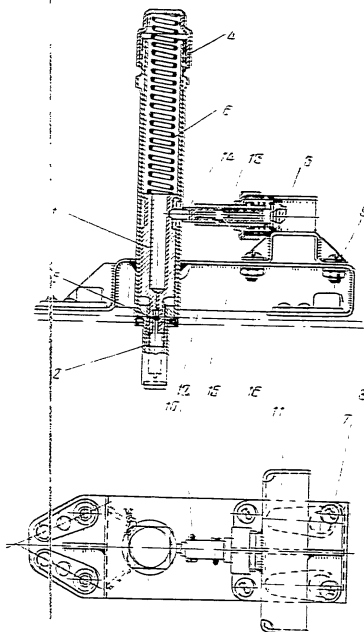
Фиг. 40. Вакуум-клапан подвесного топливного бака унифицированной конструкции.

1—штуцер; 2—прокладка; 3—корпус; 4—ось; 5—тарелка; 6—клапан; 7—шайба; 8—прокладка.

6) собственный выключатель 2В-45, имеющий надпись «Тактический сброс», «Включен на взрыв» и «Подвесные баки», на бомбовом щитке.

3. Взвести несущие рычаги балочных держателей.

4. Установить рукоятки выключателей В-45 на правом и левом крыльях в положение «Включено». Обратить полностью штыри автомата АОС на обоих крыльях и удерживать их в утопленном (убранном) положении.



Фиг. 41. Автомат одновременного сбрасывания (АОС) подвесных топливных баков.

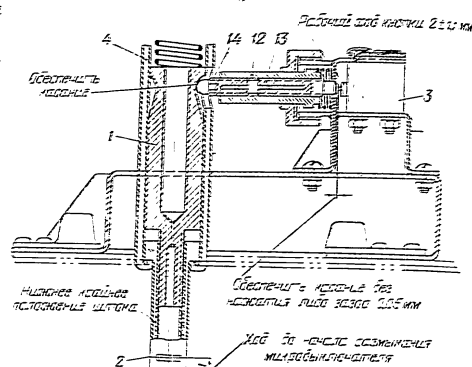
1 - штырь; 2 - пружина; 3 - микровыключатель В-45; 4 - стоп; 5 - штырь; 6 - штырь; 7 - винт; 8 - сайка; 9 - шайба; 10 - шпиль; 11 - шпиль; 12 - шпиль; 13 - шпиль; 14 - шпиль; 15 - шпиль; 16 - шпиль; 17 - шпиль; 18 - шпиль; 19 - шпиль; 20 - шпиль; 21 - шпиль; 22 - шпиль; 23 - шпиль; 24 - шпиль; 25 - шпиль; 26 - шпиль; 27 - шпиль; 28 - шпиль; 29 - шпиль; 30 - шпиль; 31 - шпиль; 32 - шпиль; 33 - шпиль; 34 - шпиль; 35 - шпиль; 36 - шпиль; 37 - шпиль; 38 - шпиль; 39 - шпиль; 40 - шпиль; 41 - шпиль; 42 - шпиль; 43 - шпиль; 44 - шпиль; 45 - шпиль; 46 - шпиль; 47 - шпиль; 48 - шпиль; 49 - шпиль; 50 - шпиль; 51 - шпиль; 52 - шпиль; 53 - шпиль; 54 - шпиль; 55 - шпиль; 56 - шпиль; 57 - шпиль; 58 - шпиль; 59 - шпиль; 60 - шпиль; 61 - шпиль; 62 - шпиль; 63 - шпиль; 64 - шпиль; 65 - шпиль; 66 - шпиль; 67 - шпиль; 68 - шпиль; 69 - шпиль; 70 - шпиль; 71 - шпиль; 72 - шпиль; 73 - шпиль; 74 - шпиль; 75 - шпиль; 76 - шпиль; 77 - шпиль; 78 - шпиль; 79 - шпиль; 80 - шпиль; 81 - шпиль; 82 - шпиль; 83 - шпиль; 84 - шпиль; 85 - шпиль; 86 - шпиль; 87 - шпиль; 88 - шпиль; 89 - шпиль; 90 - шпиль; 91 - шпиль; 92 - шпиль; 93 - шпиль; 94 - шпиль; 95 - шпиль; 96 - шпиль; 97 - шпиль; 98 - шпиль; 99 - шпиль; 100 - шпиль.

5. Отпустить штырь автомата АОС на одном из крыльев. При этом должны открыться несущие рычаги балочных держателей на обоих крыльях (фиг. 41 и 42).

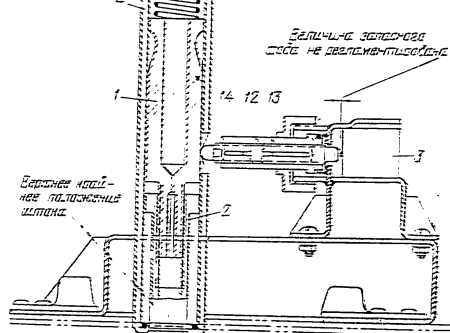
Примечание. Проверка цепи блокировки балочных держателей производится в описанном выше порядке на правом и левом крыльях.

6. Выключить, убедившись в исправности блокировки держателей, все выключатели, выключенные на время проверки блокировки системы сбрасывания.

Автомат в положении «Без подвесных баков»



Автомат в положении «С установленными подвесными баками»



Фиг. 42. Схемы положения автомата одновременного сбрасывания баков (АОС) при отсутствии и наличии подвесных топливных баков на самолете.
(Позиция та же, что на фиг. 41)

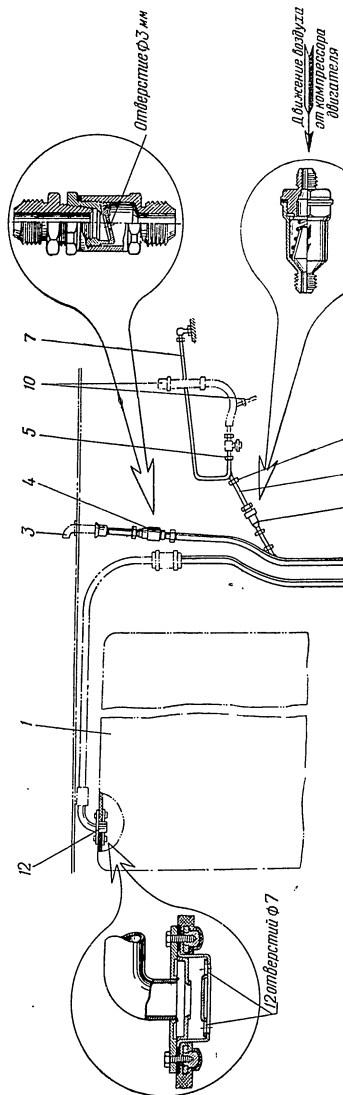
6. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ УКАЗАНИЯ ПО СИСТЕМЕ ПОДАВЛИВАНИЯ ВОЗДУХОМ ТОПЛИВА В ФЮЗЕЛЯЖНЫХ И ПОДВЕСНЫХ БАКАХ

Система подавливания топлива в фюзеляжных баках воздухом, подводяным от компрессора, введена для обеспечения устойчивой работы двигателя ВК-10 на высотах, близких к практическому потолку самолета (фиг. 43).

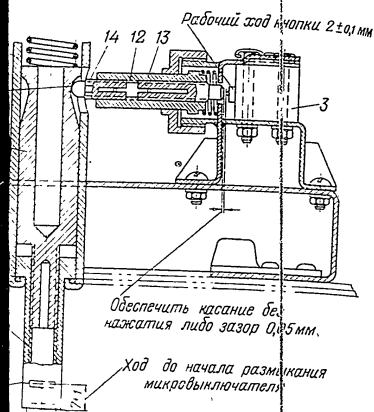
При эксплуатации системы руководствоваться следующими указаниями:

1. Проверять перед каждым полетом герметичность дренажного патрубка герметизированной коробки системы подавливания топлива переднего бака.

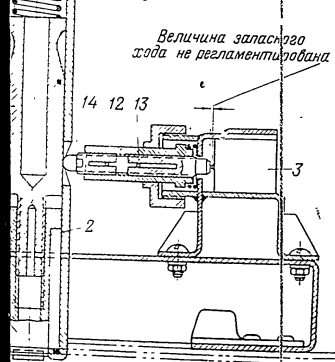
2. Производить периодически (в сроки, установленные инженером части, в зависимости от условий



в положении „Без подвесных баков“



в положении „С установленными подвесными баками“



в положении автомата одновременного баков (АОС) при отсутствии и наличии топливных баков на самолете.

и то же, что на фиг. 41)

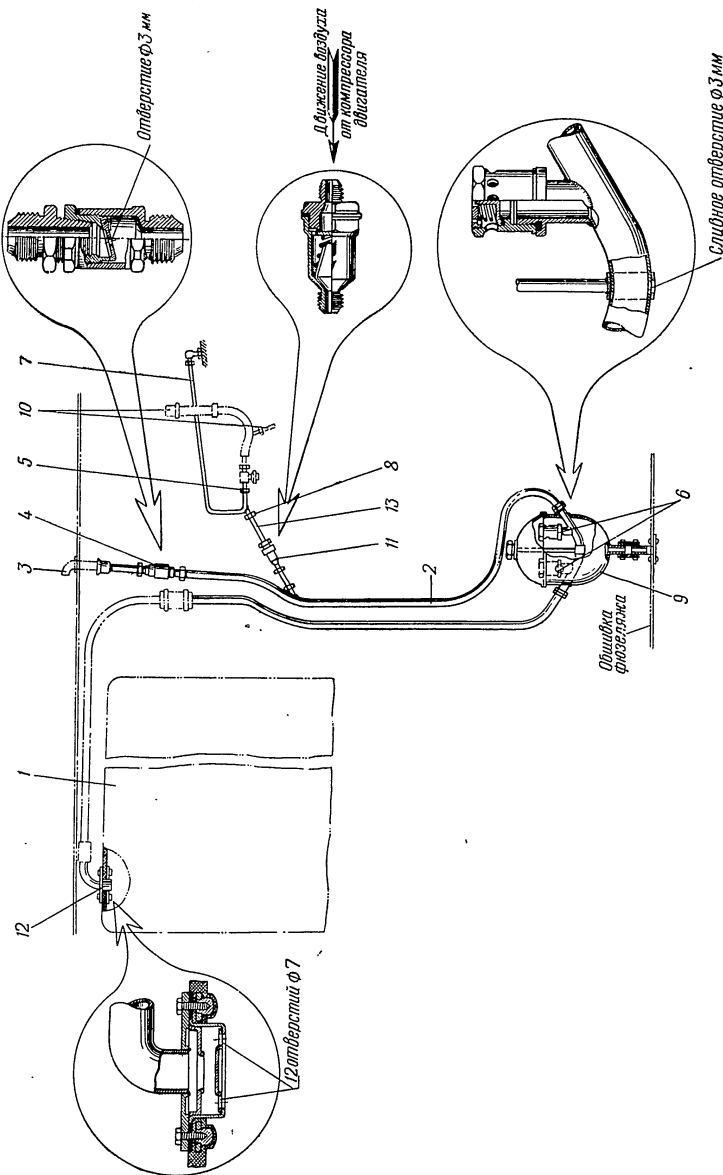
УКАЗАНИЯ ПО ПОДАВЛИВАНИЮ ВОЗДУХА В ФЮЗЕЛЯЖНЫХ И ПОДВЕСНЫХ БАКАХ

давления топлива в фюзеляжных баках, подводимым от компрессора, введения устойчивой работы двигателя тах. близких к практическому по (фиг. 43).

стации системы руководствоваться указаниями:

перед каждым полетом незакупоренного патрубка герметизированной системы подкачки топлива переднего

и периодически (в сроки, установленные в зависимости от условий



Фиг. 43. Схема подкачки воздуха в фюзеляжных топливных баках. 1—бак № 1; 2—трубка дренажа; 3—заборник воздуха; 4—штуцер с отверстием ϕ 3,5 мм; 5—герметизирующая обратная клапан; 6—дрессельный штуцер с отверстием ϕ 3,2 мм; 7—предохранительный клапан; 8—дрессельный обратный клапан; 9—герметизирующая обратная клапан; 10—трубопровод, подводящий воздух для подкачки топлива в подвесные топливные баки; 11 и 12—воздушная линия от компрессора двигателя; 13—трубка, отводящая воздух в бак.

эксплуатации) осмотр и очистку предохранительных клапанов и герметизированной коробки. Для этого их снимать, промывать в бензине и продувать воздухом.

3. Проверять одновременно с проверкой поддавливания топлива в подвесных баках давление воздуха для поддавливания топлива в баке № 1. при

этом избыточное давление воздуха в баке № 1 на земле при работающем на 9000—10000 об/мин и выше двигателе должно быть в пределах 0,10—0,14 кг/см².

Примечание. Избыточное давление воздуха в баке № 1 измерять манометром (шкала с ценой деления 0,01 кг/см²), присоединяемым к штуцеру специальной крышки заливной горловины бака.

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРОТ

Эксплуатация противопожарного оборудования аналогична эксплуатации такого оборудования самолета МиГ-17.

1. ПРОВЕРКА ДЕЙСТВИЯ ТЕРМОИЗВЕЩАТЕЛЕЙ

Проверять через 6—8 месяцев или 50 часов работоспособность сигнализаторов пожарной тревоги. Исправность всех четырех термодатчиков проверять поочередно. Термодатчики должны срабатывать.

Для проверки термодатчиков типа АД-155А-3К соединить электроразъем № 34 (фиг. 4) с сигнальной лампой «Пожар» в кабине. Лампа должна загореться, так как термодатчики срабатывают на замыкание контактов при перегреве.

2. ЗАРЯДКА ПИРОГОЛОВКИ

После того, как противопожарное оборудование было приведено в действие, необходимо зарядить баллоны углекислотой и перезарядить пиропатроны ПП-3.

Для перезарядки пироголовки:

1. Отсоединить штепсельный разъем и отвести провод от пироголовки и снять баллоны с самолета.
2. Снять пироголовку с баллонов.
3. Прочистить контакт штепсельного разъема гнезда патрона в пироголовке.
4. Прочистить гнездо поршня и поставить на место.
5. Прочистить и продуть отверстия противопожарного коллектора.
6. Зарядить баллоны и установить на них пироголовку.
7. Установить баллоны на самолет.
8. Вставить новые пиропатроны ПП-3 в пироголовку и соединить штепсельные разъемы и провод с пироголовками баллонов.

Примечания. 1. Гарантийный срок службы пироголовки — 3 года или 500 летных часов.
2. Заменять пиропатроны ПП-3 в пироголовке через 6 месяцев, или через 50 летных часов.

3. ПРОВЕРКА БАЛЛОНОВ С УГЛЕКИСЛОТНОЙ

Зарядка баллонов, руководствуясь специальной инструкцией, следует обезвоженной жидкой углекислотой.

ное давление воздуха в баке № 1 на работающем на 9000—10000 об/мин и должно быть в пределах 0,10—

Избыточное давление воздуха в баке манометром (шкала с ценной деления присоединяемым к штуцеру специальной горловины бака.

ГЛАВА VIII

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРОТИВОПОЖАРНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Эксплуатация противопожарного оборудования аналогична эксплуатации такого оборудования на самолете МиГ-17.

1. ПРОВЕРКА ДЕЙСТВИЯ ТЕРМОИЗВЕЩАТЕЛЕЙ

Проверять через 6—8 месяцев или 50 летных часов работоспособность сигнализаторов пожара.

Исправность всех четырех термоизвещателей проверять поочередно. Термоизвещатели взаимозаменяемы.

Для проверки термоизвещателей типа АД155А-ЗК разъединить электроразъем № 34 (фиг. 44), после чего сигнальная лампа «Пожар» в кабине летчика должна загореться, так как термоизвещатели АД155А-ЗК срабатывают на размыкание при возникновении перегрева.

2. ЗАРЯДКА ПИРОГОЛОВКИ

После того, как противопожарное оборудование было приведено в действие, необходимо зарядить баллоны углекислотой и перезарядить пироголовки патронами ПП-3.

Для перезарядки пироголовки:

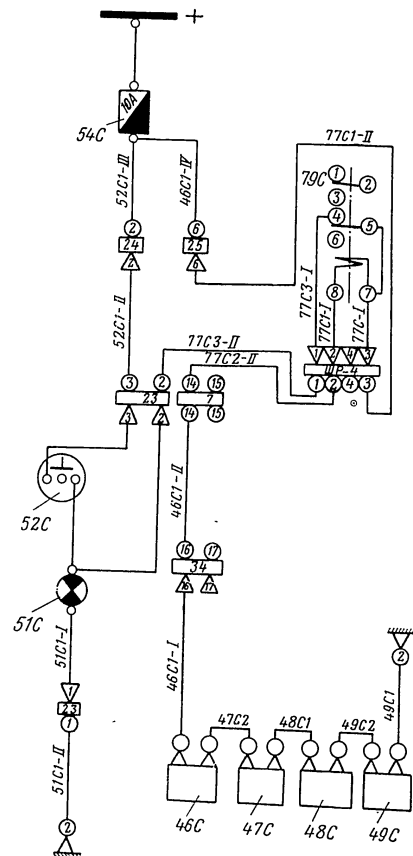
1. Отсоединить штепсельный разъем и трубопровод от пироголовки и снять баллоны с самолета.
2. Снять пироголовки с баллонов.
3. Прочистить контакт штепсельного разъема и гнездо патрона в пироголовке.
4. Прочистить гнездо поршня и поставить его на место.
5. Прочистить и продуть отверстия противопожарного коллектора.
6. Зарядить баллоны и установить на них пироголовки.
7. Установить баллоны на самолет.
8. Вставить новые пиропатроны ПП-3 в пироголовки и соединить штепсельные разъемы и трубопровод с пироголовками баллонов.

Примечания. 1. Гарантийный срок службы пироголовки — 3 года или 500 летных часов.

2. Заменять пиропатроны ПП-3 в пироголовке через 6 месяцев, или через 50 летных часов.

3. ПРОВЕРКА БАЛЛОНОВ С УГЛЕКИСЛОТОЙ

Заряжать баллоны, руководствуясь специальной инструкцией, следует обезвоженной жидкой углекис-



Фиг. 44. Схема подсоединения сигнализаторов пожара типа АД155А-ЗК к электрической сети самолета.

34—электроразъем; 46С; 47С; 48С и 49С—сигнализаторы АД155А-ЗК; 51С—лампа сигнализации СЛЦ-51; 52С—кнопка 204К для проверки лампы сигнализации СЛЦ-51; 54С—плавкая вставка ПВ-6 на 10 а; 79С—реле РП-2.

лотой (ОСТ 2381) из расчета 0,7 кг углекислоты на 1 л объема баллона (величина объема указана на корпусе баллона).

Герметичность соединений баллона проверять через каждые 100 ± 5 час. полета самолета взвешиванием баллона с пироголовкой (вес пустого баллона с пироголовкой и вес баллона с углекислотой нанесены на его корпусе). Потеря в весе не должна превышать 100 г.

Находящиеся в эксплуатации баллоны противопожарного оборудования должны быть проверены на прочность под давлением 225 кг/см^2 , причем дата испытания и испытательное давление выбиваются на корпусе баллона.

Герметичность соединений баллона проверять через каждые 100 ± 5 час. полета самолета взвешиванием баллона с пироголовкой (вес пустого баллона с пироголовкой и вес баллона с углекислотой нанесены на его корпусе). Потеря в весе не должна превышать 100 г.

ЭКСПЛУА

ОБЩИЕ СВЕДЕ

Самолет МиГ-17ПФ оборудован волновой приемопередающей станцией РСИУ-3М («Клеп» ной станцией РП-1, самолетным ответчиком СРО («Барий-М») и посадки ОСП-48, размещение на фиг. 45 и 46.

В комплект оборудования ОСП-48 входят:

- 1) автоматический радиоконтакт
- 2) маркерное радиоприемное

48П;

3) радиовысотомер малых высот. В эксплуатации радиооборудование основными данными, прилагающейся инструкции, а также инструкциями описаниями заводов-изготовителей РСИУ-3М, РП-1, АРВ-2 и СРО.

Самолет МиГ-17ПФ радиолокатора РП-1 не имеет, но на нем установлено к оборудованию, имеющемуся на самолете, «Сирена-2» и навигационная НИ-50Б. Размещение на самолете оборудования и указанного дополнительного оборудования приведено на фиг. 47.

1. ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАДИОСТАН

А. Подготовка радиостанции перед полетом

При подготовке радиостанции перед полетом проверить:

- 1) правильность кабельных соединений и крепление блоков;
- 2) заземление кабелей и подсоединение кабелей к соответствующим клеммам и амортизационных рамах;
- 3) правильность режимов всех каскадов «И», пользуясь таблицей типовых режимов;
- 4) положение всех крышек (крышки должны быть закрыты), плотность посадки всех фланцев и прочность замков на крышках.

пусе). Потери в весе не должна пре-

в эксплуатации баллоны противо-
оборудования должны быть проверены
давлением 225 кг/см², причем да-
испытательное давление выбивают.
баллона.

ГЛАВА IX

ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАДИО- И СПЕЦИАЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

Самолет МиГ-17ПФ оборудован ультракоротко-
волновой приемно-передающей радиотелефонной
станцией РСИУ-3М («Клен»), радиолокацион-
ной станцией РП-1, самолетным радиолокационным
ответчиком СРО («Барий-М») и приборами слепой
посадки ОСП-48, размещение которых приведено
на фиг. 45 и 46.

В комплект оборудования слепой посадки
ОСП-48 входят:

- 1) автоматический радиоконпас АРК-5;
- 2) маркерное радиоприемное устройство МРП-48П;
- 3) радиовысотомер малых высот РВ-2.

В эксплуатации радиооборудования руководство-
ваться основными данными, приведенными в на-
стоящей инструкции, а также инструкциями и тех-
ническими описаниями заводов-изготовителей обо-
рудования РСИУ-3М, РП-1, АРК-5, МРП-48П,
РВ-2 и СРО.

Самолет МиГ-17Ф радиолокационной станции
РП-1 не имеет, но на нем установлены дополнитель-
но к оборудованию, имеющемуся на МиГ-17, стан-
ция «Сирена-2» и навигационный индикатор
НИ-50Б. Размещение на самолете МиГ-17Ф радио-
оборудования и указанного дополнительного обо-
рудования приведено на фиг. 47.

1. ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАДИОСТАНЦИИ РСИУ-3М

А. Подготовка радиостанции перед полетом самолета

При подготовке радиостанции перед полетом са-
молета проверить:

- 1) правильность кабельных соединений и надеж-
ность крепления блоков;
- 2) заземление кабелей и подсоединение корпуса
самолета к соответствующим клеммам на блоках
и амортизационных рамах;
- 3) правильность режимов всех каскадов по бло-
ку «И», пользуясь таблицей типовых режимов;
- 4) положение всех крышек (крышки должны быть
закрыты), плотность посадки всех фишек в колод-
ках и прочность замков на крышках кожухов;

5) работу радиостанции на земле при работаю-
щем двигателе с установлением связи со стартовой
станцией на установленных рабочих каналах.

При положительных результатах проверки радио-
станцию считать подготовленной для обеспечения
полета.

Примечание. При подготовке радиостанции в усло-
виях низких температур нанести слой незамерзающей
смазки (ЦИАТИМ-201 или МВП-60) на трущиеся торцы
рычажных механизмов.

Б. Осмотр радиостанции

Осмотр радиостанции предусматривает проверку:

- 1) правильности и надежности соединений разь-
емных колодок, соединяющих блоки радиостанций;
- 2) состояния антенных фидеров, на которых не
допускается окисления и влаги;
- 3) состояние проводников заземления;
- 4) состояние контактов антенного реле, реле в
выпрямительном блоке и пульс-моторе.

Нагар с контактов очищать салфеткой, смочен-
ной в бензине. При подгорании или переносе метал-
ла на контактах прерывателя пульс-мотора зачи-
стить их специальной пастой «Чистотел» или стек-
лянной бумагой № 000;

5) надежность крепления ламп в ламповых пане-
лях, исправность и чистоту штырьков на цоколях
ламп;

6) надежность работы кнопок пульта управления,
обращая внимание на правильность работы их авто-
матики и контролируя режим работы радиостанции
по измерительному элементу.

В. Меры предосторожности при настройке, осмотре и ремонте радиостанции

При настройке, осмотре и ремонте радиостанции
соблюдать следующие меры предосторожности:

- 1) не касаться незащищенными руками, во избе-
жание ожогов, деталей и проводников, находящихся
под высоким напряжением.

Примечание. В цепях радиостанции имеются высо-
кие напряжения постоянного и переменного токов высокой
и низкой частоты. Высокое напряжение постоянного тока
имеется на анодах ламп, на выходе выпрямителя и штырь-
ках колодок питания.

Напряжение высокой частоты имеется на фишке антен-
ны, антенном реле, в анодных контурах передатчика.

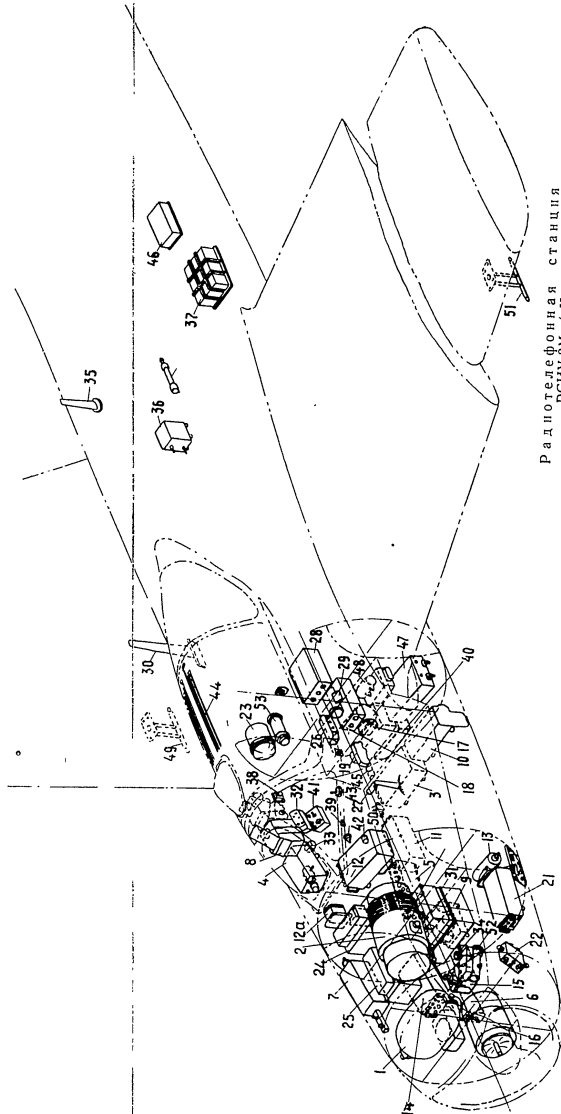


Fig. 45. Scheme of the layout of radio equipment and installation on the aircraft MiG-17PF.

1 - block No. 1 - search antenna; 2 - block No. 2 - receiver; 3 - block No. 3 - receiver; 4 - block No. 4 - indicator; 5 - block No. 5 - connector; 6 - block No. 6 - connector; 7 - block No. 7 - connector; 8 - block No. 8 - connector; 9 - block No. 9 - connector; 10 - block No. 10 - connector; 11 - block No. 11 - connector; 12 - block No. 12 - connector; 13 - block No. 13 - connector; 14 - block No. 14 - connector; 15 - block No. 15 - connector; 16 - block No. 16 - connector; 17 - block No. 17 - connector; 18 - block No. 18 - connector; 19 - block No. 19 - connector; 20 - block No. 20 - connector; 21 - block No. 21 - connector; 22 - block No. 22 - connector; 23 - block No. 23 - connector; 24 - block No. 24 - connector; 25 - block No. 25 - connector; 26 - block No. 26 - connector; 27 - block No. 27 - connector; 28 - block No. 28 - connector; 29 - block No. 29 - connector; 30 - block No. 30 - connector; 31 - block No. 31 - connector; 32 - block No. 32 - connector; 33 - block No. 33 - connector; 34 - block No. 34 - connector; 35 - block No. 35 - connector; 36 - block No. 36 - connector; 37 - block No. 37 - connector; 38 - block No. 38 - connector; 39 - block No. 39 - connector; 40 - block No. 40 - connector; 41 - block No. 41 - connector; 42 - block No. 42 - connector; 43 - block No. 43 - connector; 44 - block No. 44 - connector; 45 - block No. 45 - connector; 46 - block No. 46 - connector; 47 - block No. 47 - connector; 48 - block No. 48 - connector; 49 - block No. 49 - connector; 50 - block No. 50 - connector; 51 - block No. 51 - connector; 52 - block No. 52 - connector; 53 - block No. 53 - connector; 54 - block No. 54 - connector; 55 - block No. 55 - connector; 56 - block No. 56 - connector; 57 - block No. 57 - connector; 58 - block No. 58 - connector; 59 - block No. 59 - connector; 60 - block No. 60 - connector; 61 - block No. 61 - connector; 62 - block No. 62 - connector; 63 - block No. 63 - connector; 64 - block No. 64 - connector; 65 - block No. 65 - connector; 66 - block No. 66 - connector; 67 - block No. 67 - connector; 68 - block No. 68 - connector; 69 - block No. 69 - connector; 70 - block No. 70 - connector; 71 - block No. 71 - connector; 72 - block No. 72 - connector; 73 - block No. 73 - connector; 74 - block No. 74 - connector; 75 - block No. 75 - connector; 76 - block No. 76 - connector; 77 - block No. 77 - connector; 78 - block No. 78 - connector; 79 - block No. 79 - connector; 80 - block No. 80 - connector; 81 - block No. 81 - connector; 82 - block No. 82 - connector; 83 - block No. 83 - connector; 84 - block No. 84 - connector; 85 - block No. 85 - connector; 86 - block No. 86 - connector; 87 - block No. 87 - connector; 88 - block No. 88 - connector; 89 - block No. 89 - connector; 90 - block No. 90 - connector; 91 - block No. 91 - connector; 92 - block No. 92 - connector; 93 - block No. 93 - connector; 94 - block No. 94 - connector; 95 - block No. 95 - connector; 96 - block No. 96 - connector; 97 - block No. 97 - connector; 98 - block No. 98 - connector; 99 - block No. 99 - connector; 100 - block No. 100 - connector.

Радиотелефонная станция

РСИУ-3М («Клевер») 24—блок А—передатчик; 25—блок В—приемник; 26—блок П—щиток управления; 27—кнопка включения передатчика; 28—блок В—выпрямитель; 29—преобразователь тока МА-100; 30—антенна.

Самолетный радиолокационный

ответчик СРО («Баяр-М») 31—премо-передатчик; 32—кодовый щиток; 33—кнопка вправо; 34—инерционный замкатель; 35—антенна.

Оборудование слепок посадной антенны МРП-48Т; 36—приемник МРП-48Т; 37—внутрифузеляжная антенна МРП-48Т; 38—электрический замок зажигания радиокомпа- на АРК-5; 41—щиток управления АРК-5; 42—указатель курса АРК-5; 43—переключатель приводных радиостанций «Ближ- ня-Дальняя» АРК-5; 44—фондированная антенна АРК-5; 45—переключатель поддиапазонов ближней радиостанции АРК-5; 46—внутрифузеляжная антенна АРК-5; 47—приемник-передатчик радиовысотомера РВ-2; 48—проектная антенна РВ-2; 49—указатель высоты РВ-2; 50—преобразователь антенна РВ-2; 51—преобразователь МА-250 радиокомпа- са АРК-5; 52—выключатель коррекции ВК-53Р.

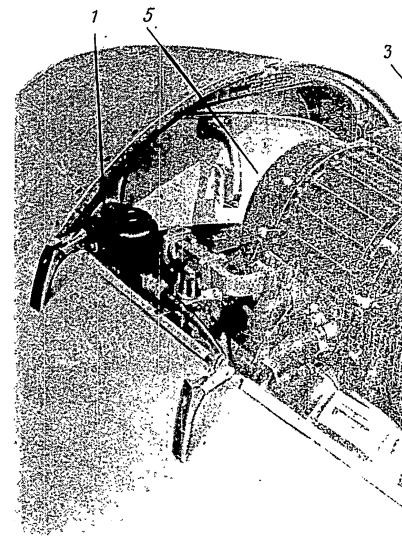


Fig. 46. Installation of equipment in the cockpit.

1 - инерционный замкатель; 2 - блок № 2 радиостанции РСИУ-3М; 3 - передатчик радиостанции РСИУ-3М; 4 - поисковая ант.

После настройки радиостанции по измерительному элементу рычажный механизм с пульс-мотором и фишки Ф201, Ф206, Ф101, Ф106 приемника и передатчика необходимо закрыть крышками;

2) не вращать с излишним усилием зафиксированные ручки рычажного механизма при включенном канале.

Несоблюдение этого требования влечет за собой вывод из строя рычажного механизма и деформацию ограничителя;

3) не включать радиостанцию в бортовую сеть с напряжением ниже 23,4 и выше 28,6 в и в сеть, не имеющую в буфере аккумуляторной батареи. При несоблюдении этого требования возможен выход из строя двигателя альтернатора, автоматики и ламп. Следует помнить, что пониженное напряжение так же опасно, как и его повышение;

4) не ставить лампы не в свои панели. В случае неправильной установки ламп 6Г2 и 6К4 приемника неизбежен выход из строя сопротивлений в фильтрах промежуточной частоты.

2. ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ РП-1

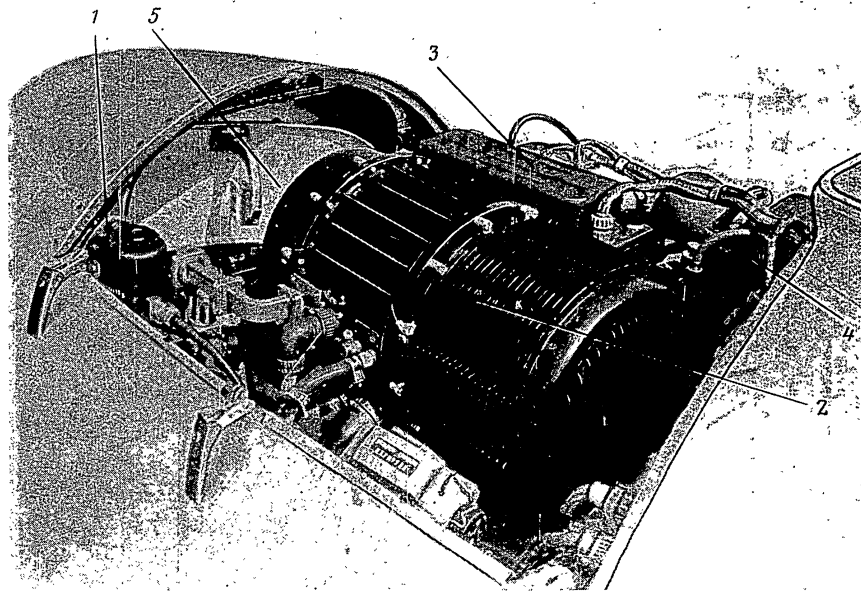
Эксплуатировать радиолокационную станцию РП-1 согласно «Инструкции по эксплуатации станции РП-1» завода-изготовителя станции. Размещение блоков станции и схема ее питания приведены на фиг. 48.

28—блок В—выпрямитель, 29—преобразователь тока МА-100, 30—антенна.

Самолетный радиолокационный ответчик СРО («Бари-М»)

31—приемо-передатчик, 32—кодовый шток, 33—кнопка взрыва; 34—инерционный замыкатель; 35—антенна.

Оборудование слепого посадки
36—приемник МРП-48П; 37—интерфазовая антенна МРП-48П; 38—электрический звонок МРП-48П; 39—сигнальная лампа МРП-48П; 40—приемник азимутного радиокомпаса АРК-5; 41—шток управления АРК-5; 42—указатель курса АРК-5; 43—переключатель приводных радиостанций «Ближний-Дальний» АРК-5; 44—фонарная антенна АРК-5; 45—переключатель поддиапазонов ближней приводной радиостанции АРК-5; 46—интерфазовая антенна АРК-5; 47—приемо-передатчик радиовысотомера РВ-2; 48—преобразователь тока РВ-11АМ радиовысотомера РВ-2; 49—приемная антенна РВ-2; 50—указатель высоты РВ-2; 51—передающая антенна РВ-2; 52—преобразователь МА-250 радиолокационного АРК-5; 53—выключатель коррекции ВК-53Р.



Фиг. 46. Установка оборудования в носовом отсеке фюзеляжа самолета МиГ-17ПФ.

1—инерционный замыкатель; 2—блок № 2 радиолокационной станции РП-1; 3—приемник радиостанции РСИУ-3М; 4—передатчик радиостанции РСИУ-3М; 5—поисковая антенна (блок № 1) радиолокационной станции РП-1.

После настройки радиостанции по измерительному элементу рычажного механизма с пульс-мотором и фишки Ф201, Ф206, Ф101, Ф106 приемника и передатчика необходимо закрыть крышками;

2) не вращать с излишним усилием зафиксированные ручки рычажного механизма при включенном канале.

Несоблюдение этого требования влечет за собой вывод из строя рычажного механизма и деформацию ограничителя;

3) не включать радиостанцию в бортовую сеть с напряжением ниже 23,4 и выше 28,6 в и в сеть, не имеющую в буфере аккумуляторной батареи. При несоблюдении этого требования возможен выход из строя двигателя альтернатора, автоматики и ламп. Следует помнить, что пониженное напряжение так же опасно, как и его повышение;

4) не ставить лампы не в свои панели. В случае неправильной установки ламп 6Г2 и 6К4 приемника неизбежен выход из строя сопротивлений в фильтрах промежуточной частоты.

2. ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ РП-1

Эксплуатировать радиолокационную станцию РП-1 согласно «Инструкции по эксплуатации станции РП-1» завода-изготовителя станции. Размещение блоков станции и схема ее питания приведены на фиг. 48.

А. Уход за системой наддува герметизированного блока № 2

Для обеспечения нормальной работы радиолокационной станции РП-1 в герметизированной ее части поддерживается абсолютное давление не менее 0,85 ата и не более 2,1 ата на всех режимах высотных полетов, что обеспечивается системой наддува (фиг. 49—52).

Для этой цели к блоку № 2 станции подводится воздух от трубопровода, питающего кабину холодным воздухом, и от трубки наддува шланга герметизации фонаря. Система наддува должна быть герметична.

Уход за системой наддува герметизированного блока № 2 предусматривает проверку исправности системы перед каждым высотным полетом. Для проверки в систему наддува подается воздух из системы герметизации фонаря кабины или из системы наддува кабины при работающем двигателе или от пульта проверки герметичности.

Примечание. При подаче воздуха из системы герметизации фонаря обязательно герметизировать сам фонарь.

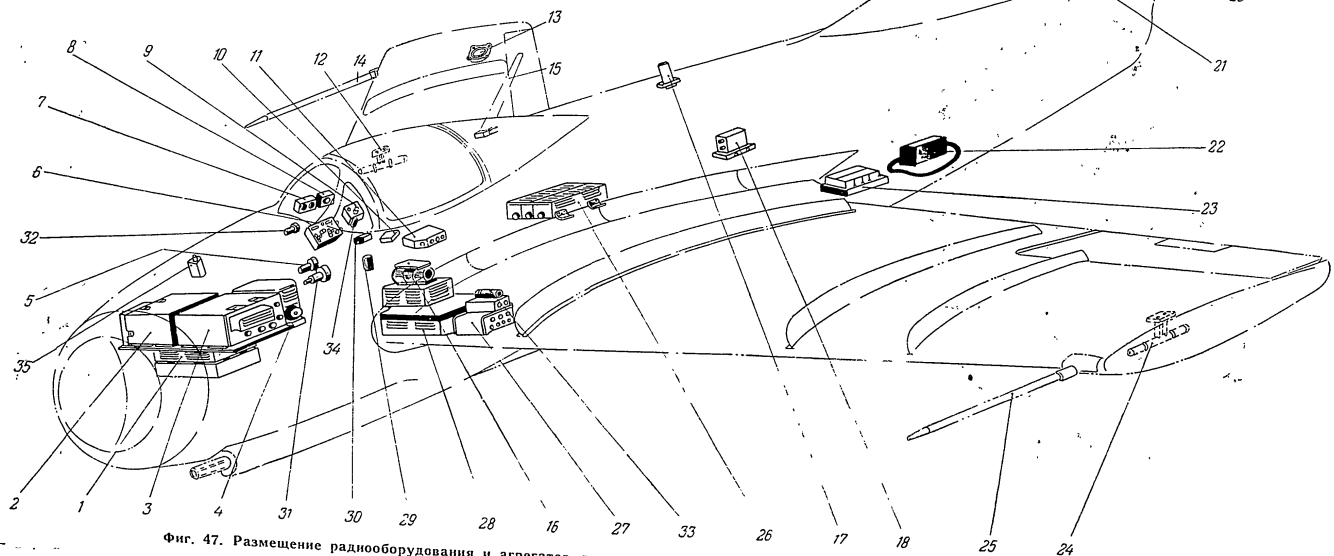
После заполнения системы наддува воздухом до установившегося давления подачу воздуха прекратить и проверить в соответствии с инструкцией по эксплуатации станции РП-1 ее герметичность по показаниям пульта управления АР18-19.

При заполнении системы наддува блока воздухом из системы наддува кабины, с увеличением оборотов двигателя давление холодного воздуха в трубопроводе, к которому присоединена система наддува блока, будет увеличиваться и предохранительные клапаны системы начнут травить воздух.

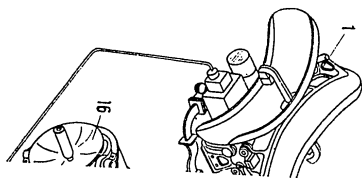
55

1—приемо-передатчик самолетного радиоответчика СРО; 2—передатчик радиостанции РСНУ-3; 3—приемник радиостанции РСНУ-3; 4—преобразователь тока МА-100 радиостанции РСНУ-3; 5—указатель курса радиоконпыа АРК-5; 6—щиток управления радиоконпыа АРК-5; 7—кнопка взрыва радиоответчика СРО; 8—переключатель специального сигнала радиоответчика СРО; 9—кодовый щиток радиоответчика СРО; 10—переключатель приводных радиостанций «Дальняя», «Ближняя» радиоконпыа АРК-5; 11—щиток управления радиостанции РСНУ-3; 12—правая антенна радиостанции РСНУ-3; 13—датчик ПДК-3; 14—приемник воздушного давления ПВД; 15—штыревая антенна радиостанции РСНУ-3 и радиоконпыа АРК-5; 16—преобразователь тока МА-250 радиоконпыа АРК-5; 17—антенна радиоответчика СРО; 18—приемник маркерного радиопеленгатора МРП-48; 19—агрегат дистанционного гиромагнитного компаса ДГМК-3; 20—блок № 1 агрегата «Сирена-2»; 21—блок № 2 агрегата «Сирена-2»; 22—рамочная антенна радиоконпыа АРК-5; 23—внутренняя фюзеляжная антенна маркерного радиопеленгатора МРП-48; 24—левая (передающая) антенна радиовысотомера РВ-2; 25—противо-

флаттерный груз; 26—выпрямитель радиостанции РСНУ-3; 27—приемо-передатчик радиовысотомера РВ-2; 28—приемник радиоконпыа АРК-5; 29—переключатель диапазонов радиоконпыа АРК-5; 30—блок № 3 агрегата «Сирена-2»; 31—указатель радиовысотомера РВ-2; 32—сигнальная лампа маркерного радиопеленгатора МРП-48; 33—преобразователь тока РУ-11АМ радиовысотомера РВ-2; 34—автомат защиты сети АЗС радиоответчика СРО; 35—инерционный замыкатель радиоответчика СРО.

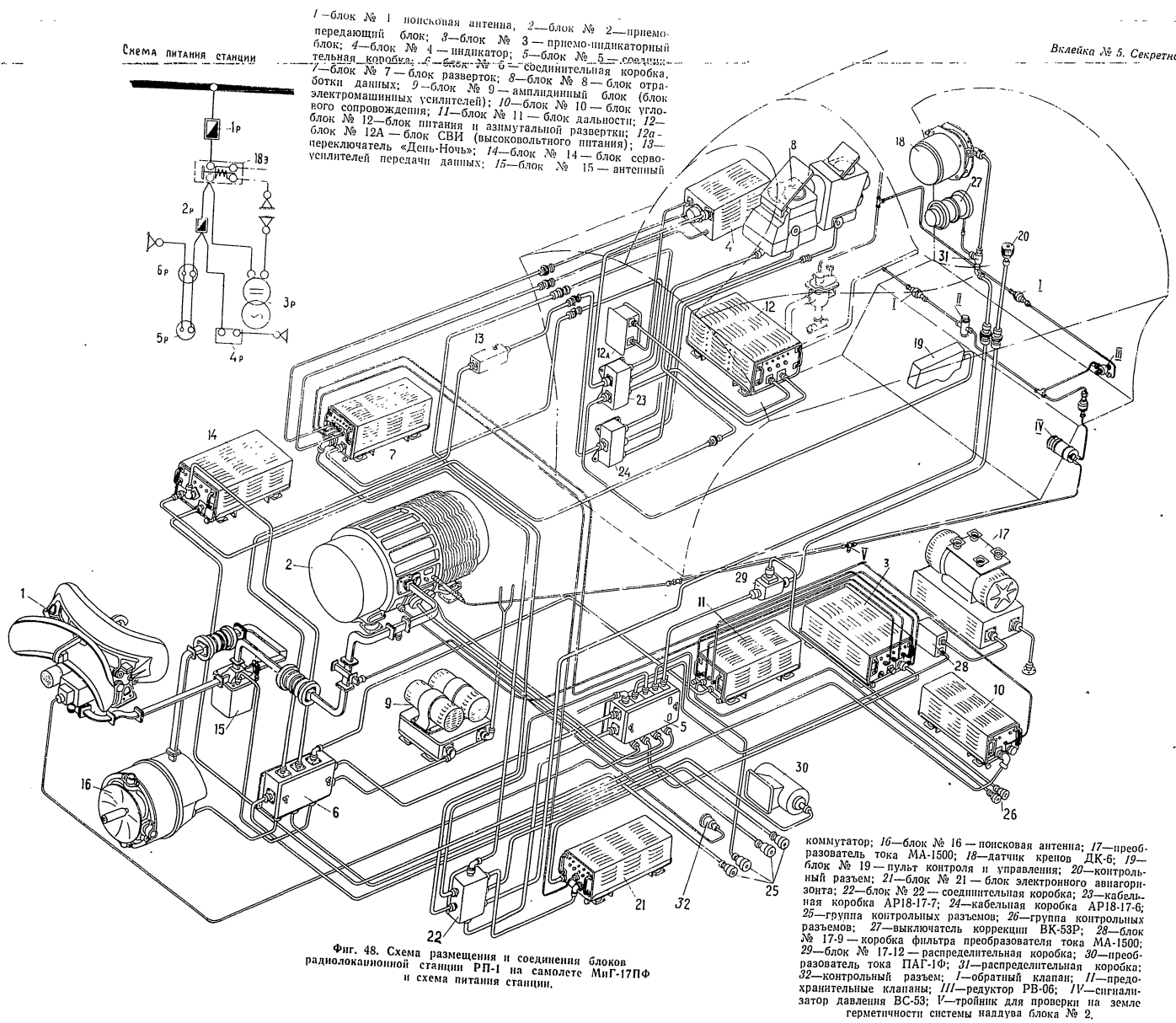


Фиг. 47. Размещение радиооборудования и агрегатов дистанционного гиромагнитного компаса ДГМК-3 на самолете МиГ-17Ф.



Схема

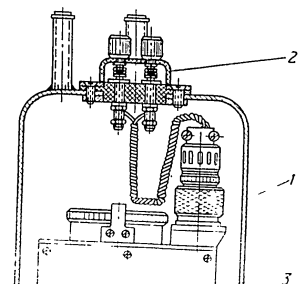
Вклейка № 5. Секретно



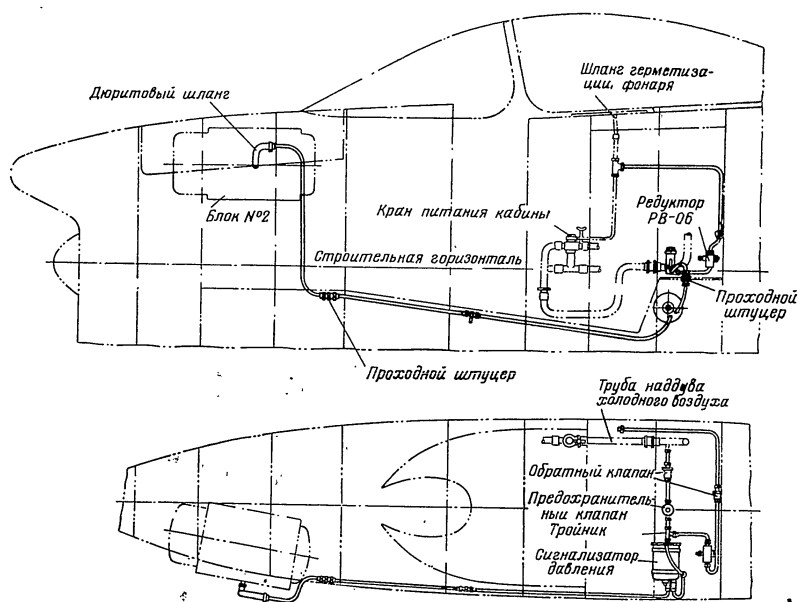
8-31859

Дюритовый шланг

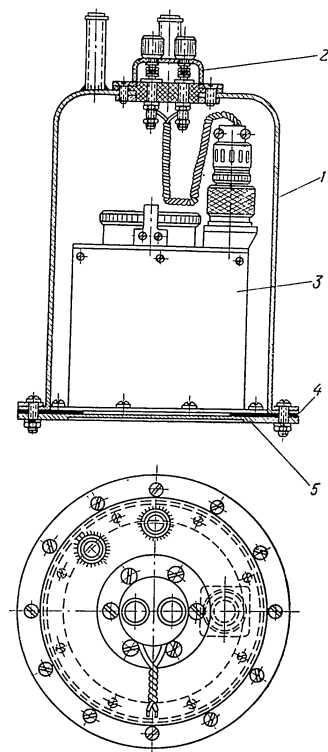
Шланг герметиза-
ции фонаря



S-31859



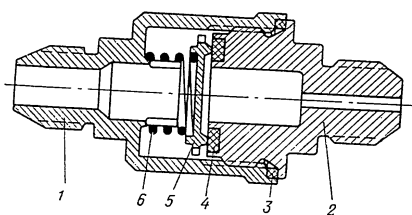
Фиг. 49. Система наддува герметизированного блока № 2 радиолокационной станции РП-1 на самолете МиГ-17ПФ.



Фиг. 50. Сигнализатор давления ВС-53 в системе наддува герметизированного блока № 2 радиолокационной станции РП-1.

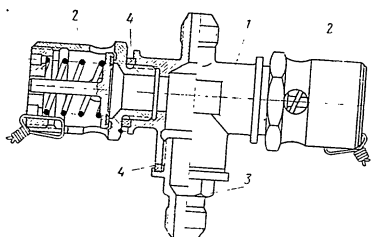
1—корпус; 2—герметизированный электровывод; 3—высотный сигнализатор ВС-53; 4—уплотнительная прокладка; 5—дно корпуса.

Проверить герметичность трубопровода, питающего систему, каждый раз после проведения каких-либо работ, связанных с демонтажом трубопровода.



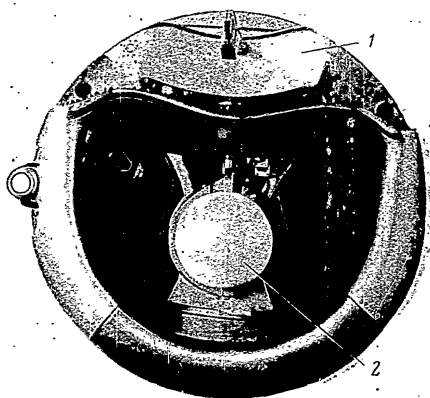
Фиг. 51. Обратный клапан в системе наддува герметизированного блока № 2 радиолокационной станции РП-1.

1—корпус; 2—штуцер; 3—прокладка; 4—кольцо; 5—клапан; 6—пружина.



Фиг. 52. Предохранительные клапаны в системе наддува герметизированного блока № 2 радиолокационной станции РП-1.

1—корпус; 2—предохранительный клапан; 3—штуцер; 4—прокладка.



Фиг. 53. Антенны радиолокационной станции РП-1.
1—блок № 1 — поисковая антенна; 2—блок № 16 — капот прицельной антенны.

Проверку производить под давлением 0,8 атм, при закрытых заглушках предохранительных клапанов, с помощью пульты 137И, подключив к нему его шланг

к тройнику трубопровода на левом борту между шпангоутами № 6 и 7. Создав в системе давление 0,8 атм, перекрыть подачу в нее воздуха и выдержать систему под этим давлением в течение часа. По истечении этого времени давление в системе не должно быть ниже 0,5 атм.

Б. Указания по уходу за блоками станции

- 1) Следить систематически за состоянием поверхностей обтекателей обзорной (блок № 1) и прицельной антенны (блок № 16), не допускать на них появления забоин, царапин, потертостей от чехлов и предохранять от оседания влаги;
- 2) проверять зазор между вращающимися деталями антенны и обтекателем, который не должен быть менее 6 мм при вращении обзорной антенны и при различных наклонах рефлектора;
- 3) проверять при вращении прицельной антенны зазор между рефлектором и обтекателем, который не должен быть менее 8 мм. Проверку производить при наводке антенны;
- 4) проверять на земле перед включением блока № 1 (обзорная антенна), нет ли посторонних предметов в нише обтекателя и насколько свободно вращение антенны, вращая для этого от руки дефлектор на пять оборотов (фиг. 53);

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При вращении блока № 1 соблюдать предосторожность во избежание увечья обслуживающего персонала.

- 5) проверить крепление блоков станции РП-1 и убедиться в отсутствии зажима их кабельной проводкой и отсутствии касания блоков о конструкцию самолета;
- 6) проверить состояние герметизированных разъемов, штепсельных разъемов, надежность крепления проводки и металлизации блоков;

ВНИМАНИЕ! При опробовании станции на земле обязательно охлаждать ее блок № 2 двумя вентиляторами, устанавливаемыми на шпангоуты № 1 и 4.

7) проверять работоспособность агрегатов станции в случае демонтажа отдельных ее блоков и затеяющих их агрегатов;

8) снимать передний кок фюзеляжа для удобства обслуживания передней части блока № 16, снимать агрегат КИ-12, баррелетор и автомат ввода высоты для удобства подхода к сельсином блока № 8.

Примечания. 1. Снимать блок № 9 вместе с кронштейном, отсоединяя жгуты электропроводов и опускать лафет в случае необходимости съемки нижнего кислородного баллона, установленного на шпангоуте 5А.

2. К комплекту инструмента, для обслуживания станции прилагается следующий дополнительный инструмент в связи с особенностью установки станции на самолете: — две отвертки для снятия переднего кока фюзеляжа и обеспечения подхода к блоку № 16; — отвертка для контрящего винта сельсина азимута блока № 8;

3. Для установки блока № 16 в горизонтальном положении (горизонтровка) имеется специальное приспособление, инструкция по использованию которого приводится в ил-люстрированном перечне наземного оборудования (перечень прилагается к оборудованию).

4. Для установки при проведении работ контрольных приборов блока № 16 и снятых других блоков в отсеке вальное положение) блока № 8 имеется специальное наземное оборудование, иллюстрированный перечень которого прилагается к технической документации самолета.

В. Указания по установке блока в горизонтальное

Установке блока № 8 в горизонтальное положение должна предшествовать горячая стрелка оружия самолета.

Операции при установке блока № 8 производятся:

- 1) установить самолет в положение, данное по меткам (без поперечного крена);
- 2) установить перед самолетом отметки так, чтобы стрелка указывала на свой отсчет; стрелку каждого на свой отсчет;
- 3) установить на блок сельсинуровнем;

Примечание. Установка блока № 8 производится при выключенном самолете.

- 4) подсветить искусственно светом шкалы на нулевые деления; Положить шкалы на нулевые деления; Положить блок непрерывно сокращающегося зафиксировать механизм в положении внешним мягким концом линзы блока.

Подсвет отметки блока осматривать положительно напряжением 26 В. Хранителя 6ПР4 коробки АР18-6 блоку АР18-10 при вынутым предохранителем на 10-е гнездо контрольного разъем (минус 26 В подсоединяется к клемме 5) совместить поворотом в шланге блока центр отметки блока с маркером на пристрелочном щите. В этом горизонтальности блока пометить в этом положении блок в шланге. 6) проверить правильность установки блока. Блок считается установленным, если отклонение его от горизонтальности превышает $\pm 0,25^\circ$, а несовпадение соответствующим ему маркером не превышает диаметра отметки.

Примечание. Возможна установка стрелочного щита по совпадению его от меткой прицела АСП-3НМ. Отметка с меткой падает по азимуту с центральной маркировкой не более чем на 0,5 диаметра от центра. Должна быть выше центральной отметки не более 0,7-0,5 диаметра отметки (одному диаметру соответствует угловое смещение, равное одной дистанции).

3. ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАДИОКОММУНИКАЦИОННОЙ СТАНЦИИ

А. Предполетный осмотр

Перед полетом:

- 1) проверить надежность контактов антенного ввода и заземления к клемме «Земля»;
- 2) проверить действие органов управления;
- 3) включить и проверить радиоконтакты работы («Компас», «Антенна»);
- 4) протереть тщательно бензином крышку из органического стекла под К-215 с наружной и с внутренней крышки в случае ее загрязнения.

б) Проверка в воздухе

1. Определить в воздухе радиодевiation на курсовых углах 0° и 180° при полете самолета на приводную и от приводной станции в зоне аэродрома (10—15 км), выдерживая самолет на заданном магнитном курсе по дистанционному гиромагнитному компасу ДГМК и контролируя курс по ориентирам. Если величина девиации превышает 3° , компенсировать ее на этих курсах.

2. Проверить в очередном маршрутном полете на высоте 1000 м дальность действия радиокompаса, снимая над выбранными пунктами пеленги на приводную радиостанцию. Для повышения точности пеленги необходимо снимать на курсовых углах, близких к 0° и 180° . Ошибка в определении пеленга на расстоянии 160—200 км не должна превышать 15° . Она представляет собой разность между пеленгами, полученными в полете и расчетными.

Расчетный пеленг определяется по карте, а пеленг в полете — по записи летчиком показаний радиокompаса и компаса ДГМК-3 над заранее намеченным ориентиром.

Подробная методика определения пеленга радиостанции приведена в описании и инструкции по эксплуатации радиокompаса АРК-5.

В полетах при определении радиодевииции и проверке дальности действия радиокompаса перед отсчетом показаний необходимо выдержать самолет в прямолинейном полете в продолжение 3 мин. и кнопки согласования ДГМК-3 при этом не пользоваться.

4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАДИОВЫСОТОМЕРА РВ-2

А. Включение и выключение радиовысотомера

На земле радиовысотомер включается для проверки его работоспособности. Включение производится при положении ручки индикатора «Диапазон», соответствующем диапазону малых высот, т. е. 0—120 м. В этом положении ручку «Диапазон» повернуть до упора против часовой стрелки.

Для включения радиовысотомера необходимо:

- 1) включить автомат защиты сети с надписью «РВ-2-Маркер» на правом электрощитке;
- 2) повернуть по часовой стрелке до упора ручку индикатора с надписью «Вкл.». Через 2—3 мин. после включения стрелка индикатора из крайнего левого положения должна плавно подойти к нулевой риске шкалы.

Для выключения радиовысотомера операции, указанные в пп. 1 и 2, выполнить в обратном порядке.

Радиовысотомер перед полетом включать за 3—5 мин. до взлета самолета и обязательно выключать после полета.

Если температура окружающего воздуха ниже 30°C , радиовысотомер рекомендуется включать за 10 мин. до начала его использования.

Б. Электрическая проверка радиовысотомера

При выключении радиовысотомера стрелка его индикатора занимает крайнее левое положение (ниже нуля), при включении же на первый диапазон (малые высоты) на земле стрелка индикатора устанавливается на нулевой риске шкалы с точностью ± 2 м.

Во время рулежки самолета стрелка индикатора может колебаться в пределах ± 5 м.

Посторонние предметы под самолетом или вблизи от него, а также люди могут стать причинами, вызывающими большее отклонение стрелки индикатора от нулевого положения, чем приводимые значения. Поэтому при проверке нулевого положения радиовысотомера следует устранять причины, вызывающие ошибки нулевого положения стрелки.

Корректировка нулевого положения индикатора производится поворотом оси потенциометра («Установка нуля — малые высоты») только в том случае, если стрелка индикатора отклоняется от нулевой риски более чем на ± 2 м.

Проверить перед полетом индикатором мощности тестера Т-1 наличие излучения в передающей антенне, а затем, подключив к передатчику фидер приемной антенны, проверить по излучению целостность последнего.

После проверки переключить фидер в исходное положение.

Проверку излучения в передающей антенне производить через несколько минут после включения радиовысотомера, когда лампы индикатора получают нормальное свечение.

Кратковременное включение радиовысотомера на земле на второй диапазон (больших высот) с целью проверки срабатывания реле диапазонов и правильности установки цифровки второго диапазона производить поворотом по часовой стрелке до упора ручки индикатора «Диапазон». При включении второго диапазона стрелка индикатора должна слегка отклониться от первоначального положения, что указывает на срабатывание реле диапазонов. Одновременно должна устанавливаться цифровка шкалы 0, 300, 600, 900 и 1200 м.

В. Проверка радиовысотомера в полете

1. Определить запас чувствительности радиовысотомера на первом диапазоне при наборе самолетом высоты. При этом стрелка индикатора должна плавно двигаться вправо и по достижении высоты 120 м стать на упор. При дальнейшем увеличении высоты стрелка некоторое время стоит на упоре, а затем начинает двигаться влево. Высота, при которой стрелка индикатора начинает заметно отходить от упора влево, определяет запас чувствительности радиовысотомера на первом диапазоне.

Примечание. Запас чувствительности на первом диапазоне определяется при выпущенном шасси самолета.

При достижении самолетом этой высоты радиовысотомер переключить на второй диапазон. Запас чувствительности на первом диапазоне не должен быть меньше 180 м.

На втором диапазоне стрелка индикатора после достижения отметки 800 м должна удерживаться на ней до набора самолетом высоты не менее 1300 м.

Примечание. Контроль на самолете высоты в диапазоне отметок 800—1300 м по шкале индикатора производится по барометрическому высотомеру, точность которого указывается в его описании.

2. Проверить работоспособность радиовысотомера на высотах 100 (первый диапазон), 300 и 600 м (второй диапазон) над ровной поверхностью земли.

Г. Уход

Перед каждым полетом радиовысотомер в полете и после полета.

1. При предполетной проверке:

- а) правильность и чистоту фишек, а также
- б) целостность и чистоту торцов на них;

Примечание. При проверке торцового кольца антенны

- в) надежность работы торца высоты;

- г) правильность настройки земли (установка нуля);

- д) целостность (по излучению) фидера.

2. Через каждые 30 раз в 3 мес. проверять ра тестерами Т-1 и Т-2 по инструкции по эксплуатации. После замены лампы также проверить работу скорректировать его с помощью детектора. Проверить правильность установки маркировкой, указав на жухов.

5. ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАДИОПЕЛЕ

Маркерный радиопеленг предупреждает о приближении самолета над маркерной пеленгацией.

1. Проверять перед каждым полетом крышку приемника промывать с помощью воды.

2. Проверять и настраивать прибор на земле в соответствии с инструкцией по эксплуатации.

3. Проверять при наборе высоты работоспособность радиопеленгатора в полете на высоте 100 м. Над четко читаться ее код.

На всех режимах полета быть самопроизвольного.

6. ЭКСПЛУАТАЦИЯ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ (РАДИОЛОКАЦИОННОЙ)

Самолетный радиолокационный «М» автономной системы диапазона волн принимает матически посылает на территории сигналы оповещения.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При выполнении регламентных работ по случаю случайного подрыва станции из гнезда «В» и включать ее в фальшивый режим.

Г. Уход за радиовысотомером

Перед каждым полетом и после него осматривать радиовысотомер в объеме, как это описано в предполетном и послеполетном осмотрах радиооборудования.

1. При предполетных и послеполетных осмотрах проверять:

- а) правильность и надежность соединения разъемных фишек, а также прочность крепления кабелей;
- б) целостность и чистоту антенны и стегитовых изоляторов на них;

Примечание. При обнаружении поврежденной стегитового кольца антенну заменить.

в) надежность работы переключателей на индикаторе высоты;

г) правильность показаний индикатора высоты на земле (установка нуля);

д) целостность (по излучению) приемного и передающего фидера.

2. Через каждые 30 час. налета и не реже одного раза в 3 мес. проверять калибровку радиовысотомера тестерами Т-1 и Т-2 по методике, указанной в инструкции по эксплуатации радиовысотомера.

После замены ламп или индикатора необходимо также проверить калибровку радиовысотомера и скорректировать его ошибки.

3. При замене ламп генератора УКВ и балансного детектора следует обращать внимание на правильность установки их в панели в соответствии с маркировкой, указанной на внутренних стенках кожухов.

5. ЭКСПЛУАТАЦИЯ МАРКЕРНОГО РАДИОПЕЛЕНГАТОРА МРП-48П

Маркерный радиопеленгатор отмечает по получаемому предупреждающему сигналу прохождение самолета над маркерной станцией аэродрома. В эксплуатации:

1. Проверять перед каждым полетом чистоту плексигласовой крышки приемной рамки и в случае загрязнения промывать ее бензином или спиртом.

2. Проверять и настраивать маркерный пеленгатор на земле в соответствии с указаниями инструкции по эксплуатации МРП-48П.

3. Проверять при наличии маркерной станции на аэродроме работоспособность маркерного радиопеленгатора в полете на высоте 300—400 м. При прохождении самолета над маркерной станцией должен четко читаться ее код.

На всех режимах полета самолета не должно быть самопроизвольного срабатывания маркера.

6. ЭКСПЛУАТАЦИЯ САМОЛЕТНОГО РАДИОЛОКАЦИОННОГО ОТВЕТЧИКА СРО («БАРИЙ-М»)

Самолетный радиолокационный ответчик «Барий-М» автономной системы опознавания метрового диапазона волн принимает сигналы запроса и автоматически посылает на той же частоте ответные кодированные сигналы опознавания.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Вынимать каждый раз при выполнении регламентных работ, во избежание случайного подрыва станции, вилку кабеля взрывателя станции из гнезда «Взрыв» приемно-передатчика и включать ее в фальшрозетку.

2. Не включать выключатель, установленный справа на специальном щитке в люке оборудования, если на щитке горит сигнальная лампочка. Этот выключатель включать только перед полетом и выключать сейчас же после посадки самолета.

3. Соблюдать осторожность, чтобы инерционный замыкатель взрывателя станции не подвергался случайным ударам.

А. Предполетный осмотр и подготовка станции к полету

Предполетный осмотр ответчика СРО включает:

1) проверку станции по методике, указанной в инструкции по эксплуатации СРО;

2) установку переключателя кодов в положение, указанное командиром части;

3) включение автоматов защиты сети (АЗС) питания;

4) включение непосредственно перед взлетом самолета выключателя цепи взрывателя при исправном ее состоянии, которое контролируется по сигнальной лампе на щитке (лампа не должна гореть).

Примечание. Если лампа на щитке цепи взрывателя будет гореть, то до включения выключателя сначала следует устранить неисправность цепи.

Б. Послеполетный осмотр

После каждого полета:

1) выключить после посадки самолета выключатель цепи взрывателя;

2) выключить автомат защиты сети питания;

3) осмотреть состояние крепления всех элементов станции;

4) проверить работу станции согласно инструкции по эксплуатации станции.

В. Осмотр и обслуживание станции через каждые 10, 30, 50 и 100 летных часов

1) Через каждые 10 летных часов:

а) провести работы в объеме предполетного и послеполетного осмотра станции;

б) проверить исправность инерционного замыкателя, руководствуясь указаниями гл. VI кн. II «Краткое описание и инструкция по эксплуатации СРО».

2) Через каждые 30, 50 и 100 летных часов выполнять регламентные работы согласно инструкции по эксплуатации станции.

7. ЭКСПЛУАТАЦИЯ НАХОДЯЩИХСЯ В КАБИНЕ ПРИБОРОВ, ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО И РАДИОТЕХНИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Расположение приборов электрического и радиотехнического оборудования в кабине самолета МиГ-17ПФ приведено на фиг. 54—56, а самолета МиГ-17Ф — на фиг. 57 и 58.

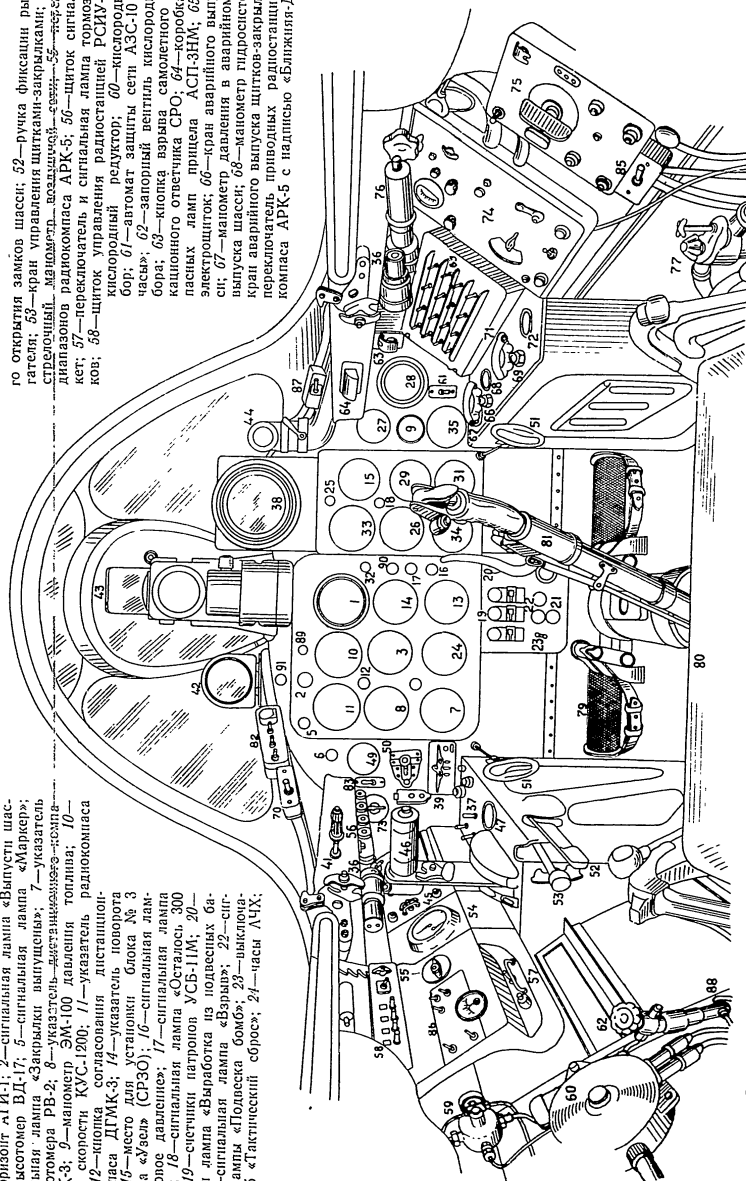
Для облегчения наблюдения на приборах, контролирующей работу двигателя, гидро- и воздушной систем, нанесены цветные полоски.

Голубая из этих полос соответствует нормальному режиму без ограничения времени, желтая — максимальному режиму и сигналу «Внимание!» и красная — недопустимому в эксплуатации режиму.

Примечание. На тахометре в зоне красной и желтой полос нанесена дополнительная короткая голубая полоска, показывающая допустимый предел отклонения оборотов двигателя с учетом поправок на ошибку тахометра и регулировку двигателя.

1-цифровой код ВД-1; 2-цифровая лампа «Выпущен в свет»; 3-цифровой ВД-1; 4-цифровая лампа «Маркер»; 6-цифровая лампа «Закрытый выпуск»; 7-цифровой радиомаяк РВ-2; 8-цифровой датчик температуры двигателя ДТМК-3; 9-манометр МА-100 давления топлива; 10-цифровой счетчик КЭС-1200; 11-цифровой радиоконтакт АРК-5; 12-цифровой датчик положения дроссельной заслонки ДПМЗ; 13-цифровой датчик температуры двигателя ЭПТ-46; 15-место для установки лампы индикатора «Газ» (СПЗ0); 16-цифровая лампа «Пусковая задержка»; 18-цифровая лампа «Отказ в литров»; 19-цифровой патрон УСБ-ПМ; 20-цифровая лампа «Выработка на подвесках балла»; 21-цифровая лампа «Время»; 22-цифровой лампы «Подведа бомб»; 23-выключатель лампы ВВ-46; 24-тактический сброс 24-часы АУХ.

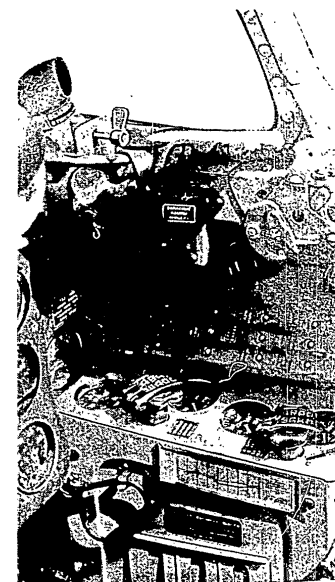
то открывают замок шасси, 52—ручка фиксации рычага двигателя, 53—кран управления штифтами-защелками; 54—двухфазный трансформатор, 55—кнопка включения трансформатора, 56—кнопка включения реле, 57—переключатель сигнальных реле, 58—переключатель сигнальных реле, 59—переключатель сигнальных реле, 60—переключатель сигнальных реле, 61—переключатель сигнальных реле, 62—переключатель сигнальных реле, 63—переключатель сигнальных реле, 64—переключатель сигнальных реле, 65—переключатель сигнальных реле, 66—кран аварийного выпуска шасси, 67—манометр давления в аварийном баллоне выпуска шасси, 68—манометр гидросистемы, 69—кран аварийного выпуска штифтов-защелок; 70—переключатель приводных штифтов-защелок; радиокomплекс АРК-5 с надписью «Волжанин-Дальняя».



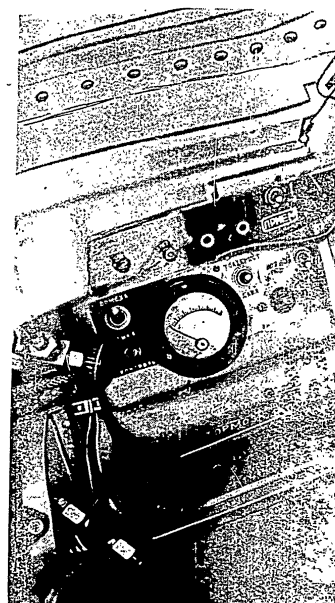
25—сигнальная лампа; «Запуск в воздухе», 26—тахометр ТЭ-15; 27—амперметр А-46; 28—вольтметр В-46; 29—арометр РП-1 или ПТ-3-47 для измерения температуры выходящих газов; 30—трестеромер ЭМИ-37; 32—сигнальная лампа «Надвигаются на работу»; 33—аппаратный контроллер КС-857; 35—указатель температуры и перепада давлений УВД-3; 36—лампы АГОУОШ; 37—переключатель ПП-45 trimмера зеркала, переключающий ПП-45 гидроусилителя руля зеркала; 38—лампа АГОУОШ; 39—указатель положения шасси; 40—переключатель радиоползателя РП-1; 39—указатель положения шасси; 41—присл АСТ-3ЗМ; 42—сигнальная лампа trimмера руля высоты; 43—присл АСТ-3ЗМ; 44—рычаг управления даталоггером; 45—девяцый переключатель; 46—датчик температуры двигателя; 47—манометр давления системы гидроусилителя руля; 48—кран вентиляции кабины; 49—манометр давления электропитания; 50—кнопка аварийного запуска; 51—ручка аварийного крана шасси; 52—автомат защиты сн (АБЗ); 53—ручка аварийно-

Вып. 54. Общий вид катиона азобиста $Mn^{II}-1711$ Ф.

71—манометр давления в аварийном баллоне; 72—манометр воздушной сети; 73—остатки ламп ультрафиолетового облучения; 74—шток управления радиолокационного ответчика СРО; 76—лампа подсвечивания кабины ЦКР-45; 77—кран воздушного питания кабины; 78—передающее устройство управления; 80—каталитическое устройство; 81—ручка управления самолетом; 82—шток кнопки перезарядки пистек и сбрасывания подвесных баков; 83—переводчик; 84—шток управления радиолокационной станцией РП-1; 85—автомат защиты от попадания дыма и убоорки фары; 86—автомат защиты от попадания дыма на приборную доску; 87—шток управления радиолокационной станцией РП-1; 88—шток управления радиолокационного ответчика СРО; 89—сигнальная лампа «тормозные штипки выключены»; 90—автомат АД-5 кислородного прибора; 89—сигнальная лампа «кислородные штипки выключены»; 90—сигнальная лампа «беспрерывное выключение»; 91—ресостат подсвета АК-12.



фиг. 56. П

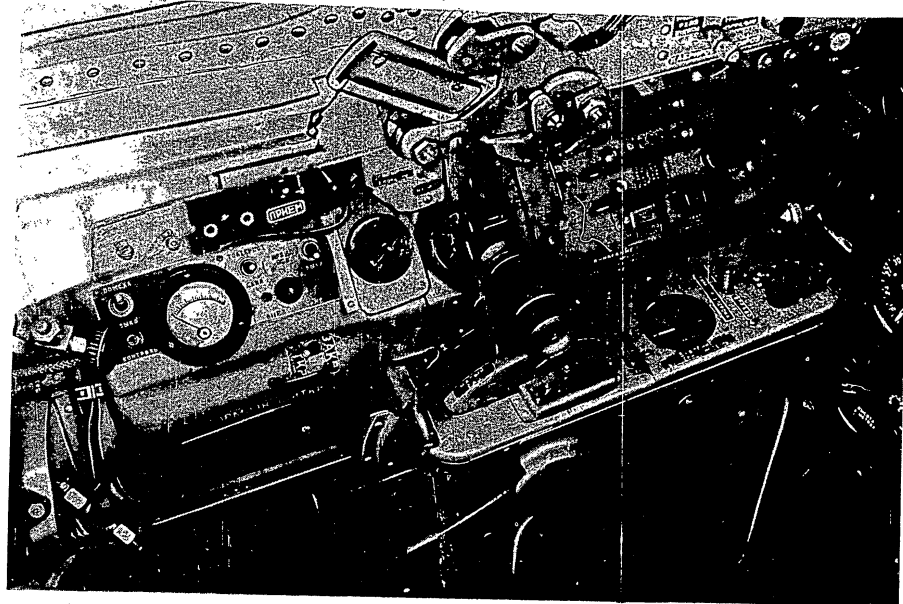


Φ :

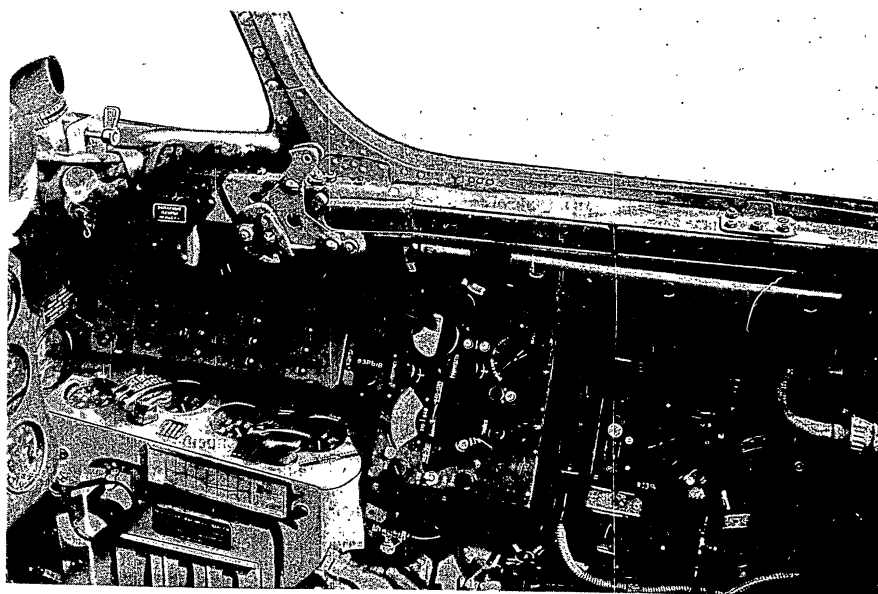
71—манометр давления в аварийном баллоне; 72—манометр воздушной сети; 73—ресстаты ламп ультрафиолетового облучения; 74—щиток управления радиокомпасом АРК-5; 75—щиток управления радиолокационной станцией КРС-867; 76—лампа подсветки кабины КРС-867; 77—кран воздушного питания кабины; 78—педаль ножного управления; 80—катапультируемое сиденье; 81—ручка управления самолетом; 82—щиток кнопок пересадки пилота и сбрасывания подвесных баков; 83—переключатель выпуска тормозной фрезы; 85—автомат защиты сети радиолокационной станции КРС-867; 86—щиток управления радиолокационной станцией РЛ-1; 87—автомат бедствия радиолокационной станции РЛ-1; 88—автомат АД-5 кистевой прибора; 89—лампа «Генератор выключен»; 91—ресстат подсветки КИ-12; 90—сигнальная лампа «Генератор выключен».

25—сигнальная лампа «Запуск в воздухе»; 26—тахометр ТЭ-15; 27—амперметр А-46; 28—вольтметр В-46; 29—термометр ТВГ-11 или ТГ-347 для измерения температуры выходящих газов; 31—гравитационный индикатор ЭМИ-3Р; 32—сигнальная лампа «Над-высота»; 33—вариометр ВАР-75; 34—голицеймер КРС-867; 35—указатель высоты и перепада давления УВПД-4; 36—автомат «АРУФШ»; 37—переключатель тор радиолокационной станции РЛ-1; 39—указатель положения шасси; 41—нажимной переключатель и сигнальная лампа триммера руля высоты; 43—прибор АСП-3М с блоком № 8 радиолокационной станции РЛ-1; 44—кран вентиляции кабины; 45—левый электрошток; 46—указатель управления двигателями; 47—манометр переключательного тока; 49—указатель автоматического прибора ИК-18; 50—переключатель шасси; 51—ручка «Генератор выключен».

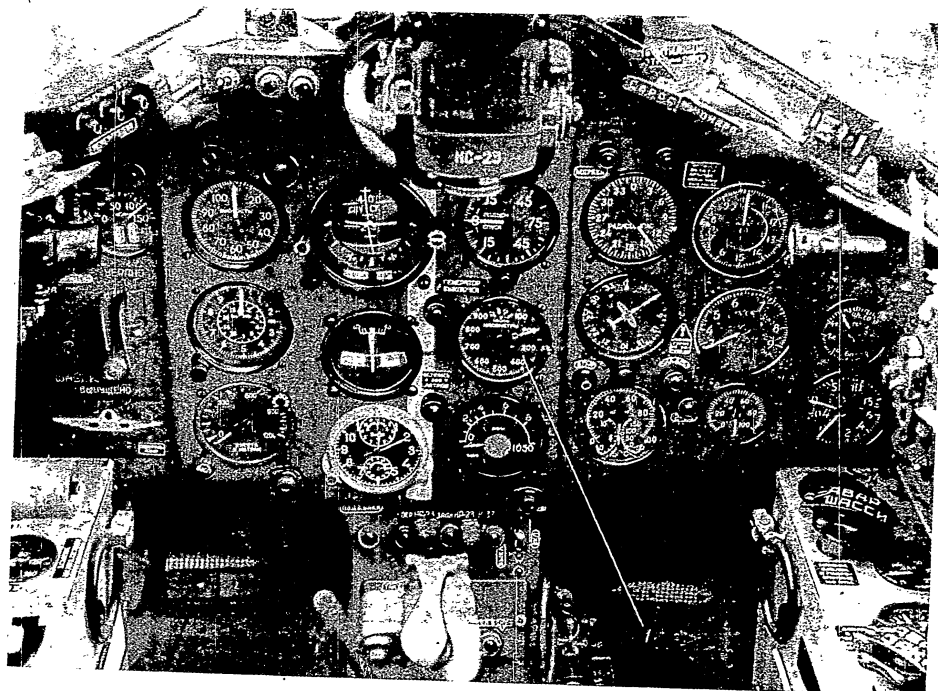
Фиг. 54. Общий вид кабины самолета МиГ-17Ф.



Фиг. 55. Левый борт кабины самолета МиГ-17Ф.



Фиг. 56. Правый борт кабины самолета МиГ-17Ф.



Фиг. 57. Приборная доска самолета МиГ-17.
1—счетчик навигационного индикатора НИ-50Б.

В эксплуатации приборов электрического и радиооборудования и в производстве по ним регламентных работ руководствоваться инструкциями заводов-изготовителей приборов и оборудования.

А. Эксплуатация авиагоризонта АГИ-1

1. Для быстрого приведения авиагоризонта АГИ-1 в рабочее состояние, перед включением электрического питания прибора нажать и затем опустить пусковую кнопку, расположенную справа от авиагоризонта.

Примечания. 1. Время перевода прибора в рабочее состояние несколько увеличится, если пусковая кнопка перед включением питания не была использована. Нажимать кнопку после включения питания не следует.

2. Перед повторным включением питания прибора, следующим после его выключения через короткий промежуток времени (до 10 мин.), пусковую кнопку не нажимать, так как прибор будет давать неверные показания.

3. При температурах наружного воздуха ниже минус 30°C пусковую кнопку следует держать в нажатом состоянии в течение 5—8 сек. с момента включения питания прибора.

2. Время подготовки прибора к действию после подачи на него электрического питания при температурах наружного воздуха от +50 до -30°C составляет 3 мин., при температурах ниже -30°C — 4 мин.

Если прибор не был включен перед взлетом на земле, его можно включить в воздухе на режиме горизонтального полета с постоянной скоростью, причем готовность прибора к действию наступает не

менее чем через 2 мин. с момента включения питания.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не производить взлет с включенным прибором ранее чем через 2 мин после его запуска.

3. Ошибка прибора после выполнения самолетом виража с креном более 15° достигает 3°, после виража с креном меньше 15° достигает 8°.

Довороты самолета на 20°—30° можно производить с любыми кренами.

После выполнения самолетом фигур сложного полета ошибка достигает 5°.

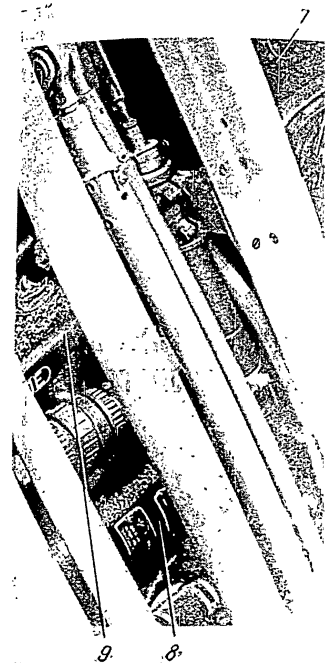
4. При монтаже прибора, в эксплуатации и при выполнении регламентных работ руководствоваться «Описанием авиагоризонта АГИ-1 для истребителя», изданным заводом-изготовителем.

Б. Эксплуатация и обслуживание станции «Сирена-2»

В эксплуатации и обслуживании станции «Сирена-2» руководствоваться техническим описанием и инструкцией по эксплуатации станции.

В. Эксплуатация и обслуживание навигационного индикатора НИ-50Б

1. В эксплуатации и обслуживании навигационного индикатора НИ-50Б руководствоваться техническим описанием и инструкцией по эксплуатации прибора.



Фиг. 58. Оборудование на левой

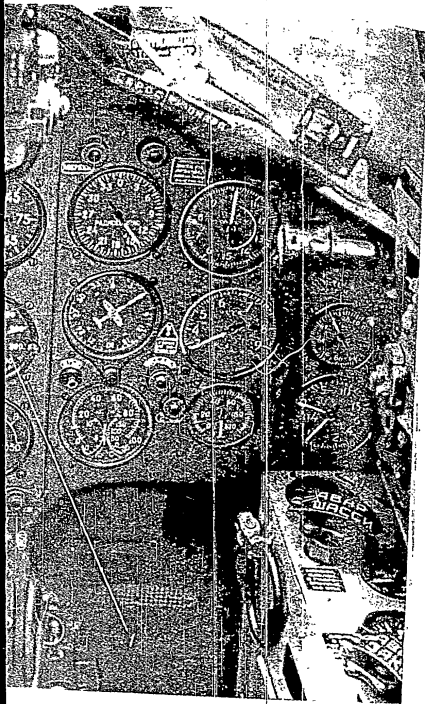
1—выпрямитель радиостанции РСИУ-3; 2—переключатель радиостанции РСИУ-3; 3—переключатель лампы противоперегрузочного костюма ПИИ; 4—распределительная коробка индикатора ПИИ.

2. Проверять герметичность пневматического и статического давления ПВД. При включенном питании индикатора, в противном случае это может привести к выхождению автомата скорости.

3. Не создавать при проверке на заводе ПВД-4 (полного динамического давления, превышающего скорость 1100 км/ч) заделку КУС-1200).

4. Проводить периодическую проверку пневмопроводов автомата скорости одновременно с проверкой герметичности бортовых указателей скорости.

5. Проводить одновременно с устранением девиации гиромагнитного компаса погрешностей в показаниях ав



самолета МиГ-17Ф.
индикатора НИ-50Б

не менее чем через 2 мин. с момента включения пита-

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не производить взлет с неисправным прибором ранее чем через 2 мин после запуска.

Ошибка прибора после выполнения самолетом крена более 15° достигает 3°, после выпрямления крена менее 15° достигает 8°.

Вороты самолета на 20°—30° можно производить любыми кренами.

После выполнения самолетом фигур сложного пилотажа ошибка достигает 5°.

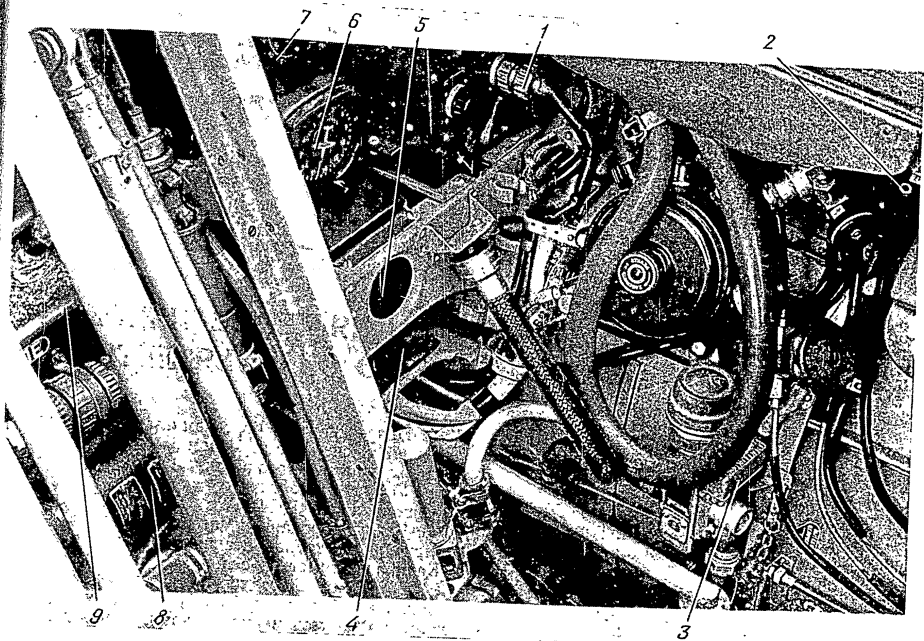
При монтаже прибора, в эксплуатации и при проведении регламентных работ руководствоваться инструкцией авиагоризонта АГИ-1 для истребителя, выпущенной заводом-изготовителем.

Эксплуатация и обслуживание станции «Сирена-2»

При эксплуатации и обслуживании станции «Сирена-2» руководствоваться техническим описанием и инструкцией по эксплуатации станции.

Эксплуатация и обслуживание навигационного индикатора НИ-50Б

При эксплуатации и обслуживании навигационного индикатора НИ-50Б руководствоваться техническим описанием и инструкцией по эксплуатации.



Фиг. 58. Оборудование на левом борту кабины самолета МиГ-17Ф (установка агрегатов навигационного индикатора НИ-50Б).

1—выпрямитель радиостанции РСИУ-3; 2—щиток управления радиостанции РСИУ-3; 3—переключатель сигнальной лампы противоперегрузочного костюма ППК-1 летчика; 4—распределительная коробка индикатора НИ-50Б; 5—автомат скорости индикатора НИ-50Б; 6—автомат курса индикатора НИ-50Б; 7—датчик ветра индикатора НИ-50Б; 8—преобразователь электрического тока ПАГ-1Ф, обслуживающий индикатор НИ-50Б; 9—коробка реле.

2. Проверять герметичность проводки динамического и статического давления ПВД-4 только при включенном питании индикатора, так как в противном случае это может привести к выходу из строя его автомата скорости.

3. Не создавать при проверке на земле в системе ПВД-4 (полного динамического давления) давления, превышающего скорость 1100 км/час (по указателю КУС-1200).

4. Проводить периодическую проверку герметичности пневмопроводов автомата скорости одновременно с проверкой герметичности пневмопроводов бортовых указателей скорости.

5. Проводить одновременно с устранением и списыванием девиации гиромагнитного компаса уменьшение погрешностей в показаниях автомата курса.

Примечания. 1. Для проверки нулевого сигнала разъединять разъем № 59, расположенный на левом борту фюзеляжа у шпангоута № 8 за кислородным прибором КП-28.

2. Измерение напряжения на гнездах «В» распределительной коробки производить на работающем двигателе при 8000—10000 об/мин и при всех включенных длительно работающих потребителях электроэнергии.

8. УХОД ЗА МЕТАЛЛИЗАЦИЕЙ САМОЛЕТА

Переключки металлизации самолета систематически осматривать, проверяя состояние на них плетенки. Плетенки, имеющие обрывы в жилках (порядка 5—10 жил), заменять новыми. Проверять надежность и чистоту контактных поверхностей крепления наконечников переключек.

ГЛАВА X

ОБСЛУЖИВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ГЕРМЕТИЧЕСКОЙ КАБИНЫ И КАТАПУЛЬТИРУЕМОГО СИДЕНЬЯ ЛЕТЧИКА

1. УХОД ЗА ГЕРМЕТИЧЕСКОЙ КАБИНОЙ И ЕЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ

По конструкции герметическая кабина самолета МиГ-17ПФ аналогична кабине самолетов МиГ-17 и МиГ-15бис с двухпроводной системой питания.

Перед каждым высотным полетом, а также после проведения каких-либо работ, связанных с герметичностью кабины, и при выполнении регламентных работ обязательна проверка герметичности кабины.

А. Проверка кабины перед каждым высотным полетом

Перед каждым высотным полетом проверять герметичность кабины при работающем двигателе следующим образом:

1. Установить заглушку на трубопровод (на левом борту самолета), соединяющий клапан РД-2ИА с атмосферой.
2. Закрывать фонарь.
3. Перевести двигатель на режим 6000—8000 об/мин.
4. Увеличивать постепенно подачу воздуха в кабину, поворачивая ручку крана питания, и контролировать наддув кабины по показаниям указателя высоты и перепада давлений и по действию давлений на уши, при этом давление в кабине не повышать более $0,3 \text{ кг/см}^2$.
5. Закрывать кран питания и снять заглушку с трубопровода, соединяющего клапан РД-2ИА с атмосферой при положительных результатах проверки.

Если давление в кабине при проверке ее герметичности не повышается, следует найти причину утечки воздуха и устранить ее, обращая внимание в первую очередь на герметичность соединения фонаря с фюзеляжем.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Не открывать кран питания при открытом фонаре во избежание разрыва шланга герметизации фонаря и не открывать фонарь при открытом кране.

Б. Проверка степени герметичности кабины

Периодически проверять степень герметичности кабины. Для проверки степени герметичности ка-

1. Присоединить к бортовому зарядному штуцеру воздушной системы аэродромный баллон сжатого воздуха и открыть его вентиль.

2. Установить заглушку на трубопровод, соединяющий клапан РД-2ИА с атмосферой.

3. Закрывать фонарь и загерметизировать его, поставив ручку крана питания кабины в положение «Кабина загерметизирована».

4. Проверить в соединении фонаря с фюзеляжем прилегание боковых зубьев фонаря к зубьям фюзеляжа по зазору между боковыми поверхностями зубьев (зазор не должен быть более $1,5 \text{ мм}$).

5. Создать в кабине давление $0,3 \text{ кг/см}^2$ и поддерживать это давление, регулируя открытие крана наполнения. При этом давлении заход боковых зубьев фонаря за зубья фюзеляжа не должен быть менее 5 мм .

6. Закрывать кран наполнения и измерить после этого время падения давления в кабине от $0,3$ до $0,1 \text{ кг/см}^2$. Если это время не менее 90 сек., то степень герметичности кабины считается достаточной. При меньшем времени необходимо проверить герметизацию выводов управления, трубопроводов и электропроводки, плотность прилегания фонаря и заклепочных швов. Кроме того, проверить мыльной водой герметичность заделки стекол фонаря.

7. Закрывать кран питания и снять заглушку с трубопровода, соединяющего клапан РД-2ИА с атмосферой.

8. Закрывать вентиль баллона сжатого воздуха и отсоединить баллон от бортового зарядного штуцера.

В. Уход за кабиной

1. Осматривать в процессе эксплуатации все герметизированные выводы управления самолетом и двигателем, резиновые уплотнения и манжеты (сроки осмотров указаны в перечне регламентных работ).

2. Заменять уплотняющие резиновые детали при обнаружении на них глубоких трещин, потери эластичности и прочих повреждений; следить за тем, чтобы шланг герметизации фонаря лежал правильно в желобе, т. е. заподлицо с краями или ниже краев соединяющихся деталей (на криволинейном участке желоба при переходе на козырек шланг может выступать из желоба не более чем на $1,5 \text{ мм}$), и чтобы

между шлангом и стенками желоба не было грязи, стружки и мусора.

В закрытом положении между шлангом и сдвижной частью фонаря допускаются не более $2,5 \text{ мм}$. Не допускать попадания масла и гидросмеси на уплотнительные детали герметизации кабины.

3. Закрывать на стоянке самолета его кабина чехлом для предохранения шланга от пыли и остекления фонаря от вредного действия солнечных лучей.

4. Разобрать в случае тугого хода или заклинивания часть крана, включающую пробку, промыть ее тонким слоем смазки ЦИАТИМ-203. При этом не разбирать вальцованную часть крана, если она исправна. При сборке тщательно проверять правильность установки золотника и пробки.

5. Снять при обнаружении заклинивания клапан ОКН-30 (в системе вентиляции кабины), промыть его и установить на место. Если клапан исправен. То же делать и при выполнении регламентных работ по кабине в сроки, указанные в перечне регламентных работ.

6. Заменить шланг герметизации фонаря при механическом его повреждении и в конце гарантийного срока его работы. Для замены:

а) удалить дефектный шланг и очистить от оставшихся кусков резины, зачистив место наждачной бумагой;

б) установить в желоб новый шланг в соответствии с его укладкой;

в) протереть желоб и нижнюю часть кабины неэтилированным бензином Б-70, затем нижнюю часть шланга клеем № 88 в течение 5—8 мин. до образования вязкой массы клея. Край желоба клеем не смазывать;

г) нанести на шланг второй слой клея и просушить;

д) уложить в желоб;

е) протереть верхнюю часть шланга и установить фонарь и загерметизировать кабину, держа ее в этом положении в течение 10 мин;

ж) сравнить давление и выдержать шланг при давлении в течение 8—12 час.

При механическом повреждении системы покрытия шланга поврежденную часть покрыть клеем КЭС или ЭСА.

2. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРОТИВОПЕРЕГРУЗОЧНОГО КОСТЮМА ППК-1 ЛЕТЧИКА

А. Наземная проверка противоперегрузочного костюма

Перед каждым полетом осматривать агрегаты системы наполнения противоперегрузочного костюма и проверять работоспособность автомата АД-5 (фиг. 59 и 60).

Работоспособность автомата АД-5 проверяется нажатием кнопки, которая должна свободно нажиматься до отказа и возвращаться в исходное положение.

Наземная проверка системы наполнения костюма воздухом и сигнализации производится на работающем двигателе при 7000—8000 об/мин следующим образом:

ВАХ

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ГЕРМЕТИЧЕСКОЙ КАБИНЫ ЛЕТЧИКА

1. Присоединить к бортовому зарядному штуцеру воздушной системы аэродромный баллон сжатого воздуха и открыть его вентиль.
2. Установить заглушку на трубопровод, соединяющий клапан РД-2ИА с атмосферой.
3. Закрывать фонарь и загерметизировать его, поставив ручку крана питания кабины в положение «Кабина загерметизирована».
4. Проверить в соединении фонаря с фюзеляжем прилегание боковых зубьев фонаря к зубьям фюзеляжа по зазору между боковыми поверхностями зубьев (зазор не должен быть более 1,5 мм).
5. Создать в кабине давление 0,3 кг/см² и поддерживать это давление, регулируя открытие крана наполнения. При этом давлении заход боковых зубьев фонаря за зубья фюзеляжа не должен быть менее 5 мм.
6. Закрывать кран наполнения и измерить после этого время падения давления в кабине от 0,3 до 0,1 кг/см². Если это время не менее 90 сек., то степень герметичности кабины считается достаточной. При меньшем времени необходимо проверить герметизацию выводов управления, трубопроводов и электропроводки, плотность прилегания фонаря и застёпочных швов. Кроме того, проверить мыльной пеной герметичность заделки стекол фонаря.
7. Закрывать кран питания и снять заглушку с трубопровода, соединяющего клапан РД-2ИА с атмосферой.
8. Закрывать вентиль баллона сжатого воздуха и отсоединить баллон от бортового зарядного штуцера.

В. Уход за кабиной

1. Осматривать в процессе эксплуатации все герметизированные выводы управления самолетом и двигателя, резиновые уплотнения и манжеты (сроки осмотров указаны в перечне регламентных работ).
2. Заменять уплотняющие резиновые детали при обнаружении на них глубоких трещин, потери эластичности и прочих повреждений; следить за тем, чтобы шланг герметизации фонаря лежал правильно в желобе, т. е. заподлицо с краями или ниже краев соединяющихся деталей (на криволинейном участке желоба при переходе на козырек шланг может выпадать из желоба не более чем на 1,5 мм), и чтобы

между шлангом и стенками желоба не накапливались грязь, стружки и мусор.

В закрытом положении между шлангом герметизации и сдвижной частью фонаря допускается зазор не более 2,5 мм. Не допускать попадания топлива, масла и гидросмеси на уплотнительные детали герметизации кабины.

3. Закрывать на стоянке самолета его кабину байковым чехлом для предохранения шланга герметизации и остекления фонаря от вредного действия на них солнечных лучей.

4. Разобрать в случае тугого хода или заедания часть крана, включающую пробку, промыть ее и смазать тонким слоем смазки ЦИАТИМ-201 или МВП-60. При этом не разбирать золотниковую часть крана, если она исправна. При сборке крана тщательно проверять правильность относительного положения его золотника и пробки.

5. Снять при обнаружении заедания неисправный клапан ОКН-30 (в системе вентиляции или в системе питания кабины), промыть его или заменить исправным. То же делать и при выполнении регламентных работ по кабине в сроки, указанные в перечне регламентных работ.

6. Заменить шланг герметизации фонаря в случае механического его повреждения или по истечении гарантийного срока его работы. Для замены шланга:

- а) удалить дефектный шланг и очистить желоб от оставшихся кусков резины, зачистив его затем наждачной бумагой;
- б) установить в желоб новый шланг и проверить его укладку;
- в) протереть желоб и нижнюю часть шланга чистым неэтилированным бензином Б-70, затем смазать нижнюю часть шланга клеем № 88 и просушить в течение 5—8 мин. до образования пленки на поверхности клея. Край желоба клеем не смазывать;
- г) нанести на шланг второй слой клея и снова просушить;
- д) уложить в желоб;
- е) протереть верхнюю часть шланга тальком, установить фонарь и загерметизировать кабину, выдержав ее в этом положении в течение 10 мин.;
- ж) сгнать давление и выдержать шланг без давления в течение 8—12 час.

При механическом повреждении свето-озонного покрытия шланга поврежденную часть поверхности покрыть клеем КЗС или 23СА.

2. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРОТИВОПЕРЕГРУЗОЧНОГО КОСТЮМА ППК-1 ЛЕТЧИКА

А. Наземная проверка противоперегрузочного костюма

Перед каждым полетом осматривать агрегаты системы наполнения противоперегрузочного костюма воздухом и проверять работоспособность автомата АД-5 (фиг. 59 и 60).

Работоспособность автомата АД-5 проверяется нажатием кнопки, которая должна свободно перемещаться до отказа и возвращаться в исходное положение.

Наземная проверка системы наполнения костюма воздухом и сигнализации производится на работающем двигателе при 7000—8000 об/мин следующим образом:

1. Подсоединить костюм к воздушной системе и положить его на колени. Кран питания кабины закрыть.

2. Проверить работу сигнализации от сигнализатора СД-22А, установив автомат АД-5 и переключатель ПП-45 в положение «Минимум». При нажатии проверочной кнопки автомата АД-5 сигнальная лампа предела перегрузки должна загореться и после того, как кнопка будет отпущена, погаснуть.

3. Проверить работу сигнализации от сигнализатора СД-23А, установив автомат АД-5 и переключатель ПП-45 в положение «Максимум». При нажатии проверочной кнопки автомата АД-5 сигнальная лампа предела перегрузки должна загореться и после того, как кнопка будет отпущена, — погаснуть.

Примечания. 1. Положение переключателя ПП-45 должно быть всегда согласовано с соответствующим режимом автомата.

2. При нажатии проверочной кнопки и при загоревшейся сигнальной лампочке может наблюдаться страивание воздуха через предохранительный клапан.

3. В случае отсутствия костюма разрешается при проверке системы заменять его баллоном емкостью 4—6 л, испытанным на давление не ниже 15 ат.

Б. Проверка летчиком противоперегрузочного костюма на земле и использование его в полете

1. Надеть костюм и плотно подогнать его по фигуре с помощью шнуровки. Штучер костюма для подсоединения его к разъемной муфте должен находиться с левой, а поясная застежка — с правой стороны костюма.

При надевании костюма следить, чтобы воздушная камера прилегла к брюшине, а застежки-молнии на штанинах располагались по осевой линии ног, на внутренней их стороне. Костюм может быть надет как поверх гимнастерки, брюк и сапог с узкими голенищами, так и на белье. Теплая одежда надевается поверх костюма. После подгонки костюм в дальнейшем надевается и снимается с помощью молний.

2. Опробовать костюм и его воздушную систему после подсоединения костюма к муфте разъема. Опробование производится на работающем двигателе при 7000—8000 об/мин нажатием кнопки автомата.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Кнопку нажимать постепенно, следя за наполнением костюма, и при возникновении болезненных ощущений отпустить.

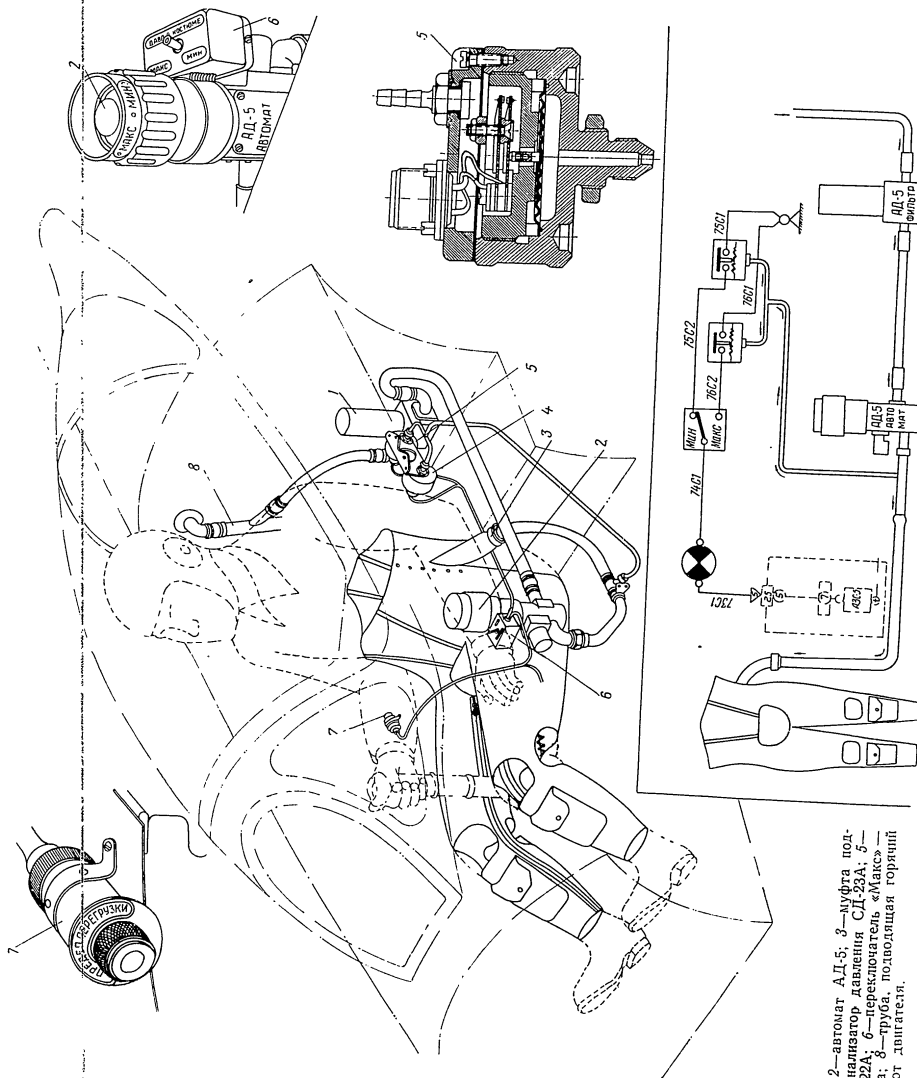
Выполнение полета разрешается только в том случае, если при нажатии кнопки автомата костюм наполняется воздухом, а при отпуске — воздух из него выходит.

3. Рекомендуется для ознакомления летчика с действием костюма при перегрузках постепенное увеличение (при установке автомата на давление «Минимум») величины перегрузки с 4—5 до максимально допустимых значений.

Переключение автомата на давление «Максимум» производится по желанию летчика после ознакомления его с действием костюма на минимальном давлении.

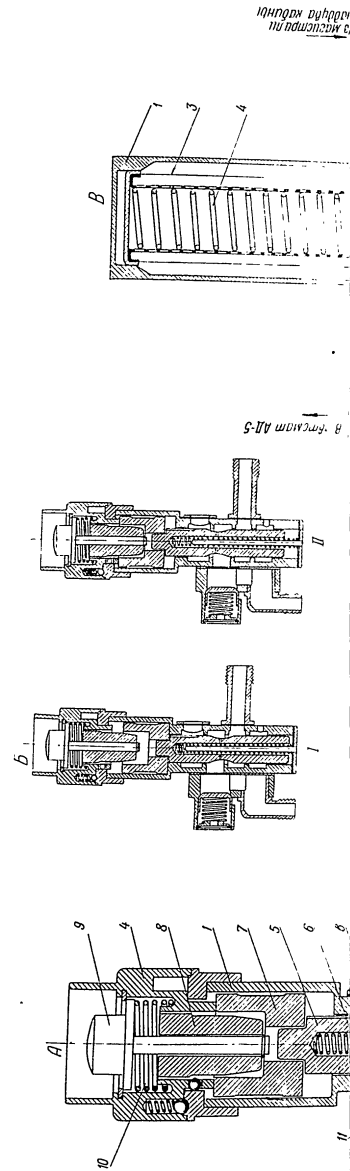
4. Разрешается переключение автомата с положения «Минимум» на «Максимум» на земле и в воздухе при обязательном соответствующем переключении тумблера (на «Максимум»).

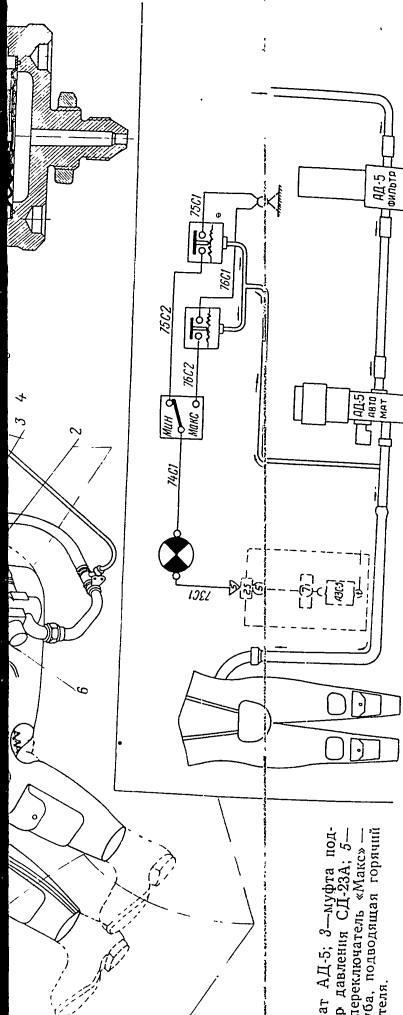
Загорание сигнальной лампочки свидетельствует о достижении 7,5±0,5-кратной перегрузки, близкой к эксплуатационно допустимой.



1—фильтр автомата АД-5; 2—автомат АД-5; 3—линия под-
соединения костюма; 4—сигнализатор давления СД-22А; 5—
сигнализатор давления СД-22А; 6—переключатель «Макс»
«Мин»; 7—сигнализатор давления; 8—труба, подводящая горячий
воздух от двигателя.

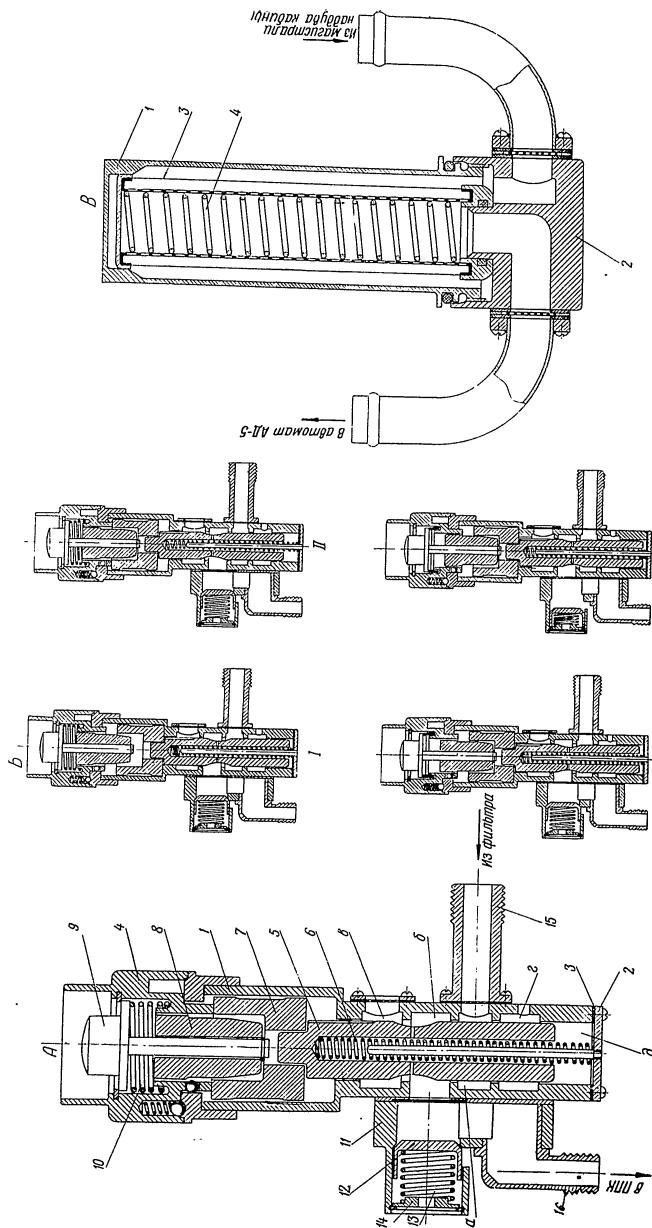
Фиг. 59. Система противоперегревочного костюма ППК-1.





Фиг. 59. Система противоперегрузочного костюма ППК-1.

1—фильтр автомата АД-5; 2—автомат АД-5; 3—шланг подсоединения костюма; 4—сигнализатор давления СД-23А; 5—сигнализатор давления СД-23А; 6—переключатель «Макс» — «Мин»; 7—сигнальная лампа; 8—трубка, подающая горячий воздух от двигателя.



Фиг. 60. Агрегаты противоперегрузочного костюма ППК-1.

А—автомат АД-5; 1—корпус; 2—крышка корпуса; 3—кольцо; 4—головка корпуса; 5—поршень; 6—пружина; 7—нижний груз; 8—верхний груз; 9—шток и пружина; 10—шток и пружина; 11—предохранительный клапан; 12—предохранительный клапан; 13—пружина; 14—шайба; 15—входной штуцер; 16—выходной штуцер; а, б, в, г — кольцевые камеры; д — подпоршневая камера.

Б—положение деталей автомата АД-5 при перегрузке; 1—положение деталей при перегрузке $n=1,75$; II—положение деталей при перегрузке $n<1,75$; III—положение деталей на второй ступени давления; IV—положение деталей при перегрузке $n=8$; В—фильтр автомата АД-5; 1—кожух; 2—основание; 3—бунажный фильтр; 4—пружина.

Примечание. Регламентные работы и уход за агрегатами системы ППК-1 производить в соответствии с указаниями, изложенными в формулярах агрегатов.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Запрещается в полете достигать перегрузки более 8. Эта перегрузка является максимально допустимой эксплуатационной перегрузкой по условиям прочности конструкции самолета и превышение ее влечет за собой появление деформаций в элементах конструкции.

Сигналом, предупреждающим летчика о достижении предельно допустимой перегрузки, служит красная лампочка, при загорании которой перегрузку следует уменьшить (с уменьшением перегрузки сигнальная лампочка должна погаснуть).

2. При перегрузке свыше 8 давление воздуха в костюме не повышается, так как излишнее давление воздуха стравливается через предохранительный клапан автомата АД-5.

3. Уменьшение перегрузки должно сопровождаться соответствующим уменьшением давления воздуха в костюме.

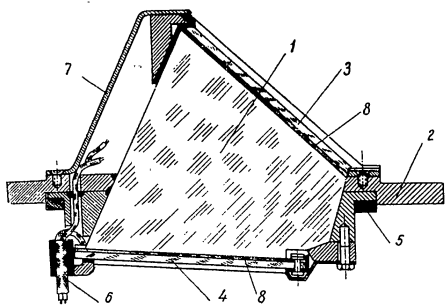
Если после снятия перегрузки давление в костюме не будет падать, летчик должен разъединить муфту соединения костюма с бортовой воздушной системой.

3. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПЕРИКОПИЧЕСКОГО УСТРОЙСТВА (ПЕРИКОП ТС-27АМ)

Перископическое устройство, установленное на
фонаре самолета, предназначено для обзора летчи-
ком задней полусферы (фиг. 61 и 62).

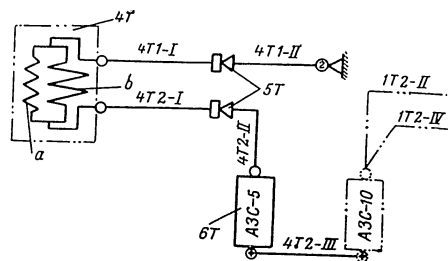
При уходе за прибором:

- 1) соблюдать осторожность в обращении с ним;
- 2) очищать перед полетом наружные поверхности прибора от влаги, снега, инея и загрязнений;
- 3) соблюдать при чистке наружных поверхностей призмы прибора следующие требования:
 - а) наружные поверхности призмы сначала очищать волосяной кисточкой, затем вытирать салфеткой из чистого батиста или фланели, смачиваемой спиртом;
 - б) при чистке поверхности салфеткой производить круговые движения;
 - в) кисточка и салфетка должны быть обезжирены;



Фиг. 61. Эскиз перископа ТС-27АМ.

1—призма; 2—корпус перископа; 3—кварцевое стекло со стороны входной оптической поверхности; 4—кварцевое стекло со стороны выходной оптической поверхности; 5—герметизирующая резиновая прокладка; 6—электронпровод; 7—крышка корпуса перископа.



Фиг. 62. Электрическая схема обогрева перископа ТС-27АМ
4Т—перископ; а—наружный полупроводниковый токопроводящий слой призм, имеющий сопротивление 35—50 ом; а_{вн}—внутренний полупроводниковый токопроводящий слой призм, имеющий сопротивление 100—176 ом; 5Т—контакты вывода; 6Т—автомат защиты сети АЗС-5.

- 4) проверять периодически электрообогрев прибора. Включение электрообогрева производится от автомата защиты сети АЗС-5, установленного на правом борту фюзеляжа перед шпангоутом № 5 (см. фиг. 62);
- 5) включать обогрев прибора только в случае действительной необходимости и после посадки самолета сразу же его выключать.

4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ КАТАПУЛЬТИРУЕМОГО СИДЕНЬЯ С УПРАВЛЕНИЕМ ОТ РЫЧАГА

По конструкции катапультируемое сиденье на самолете МиГ-17ПФ аналогично сиденью на самолетах МиГ-17 и МиГ-15бис.

Катапультируемое сиденье (фиг. 63) всегда должно быть в исправном состоянии и готовым к действию.

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ! Для предупреждения несчастных случаев перед производством каких-либо работ в кабине проверить:

- 1) установлен ли наземный стопор стреляющего механизма сиденья;
- 2) установлены ли два наземных стопора рычагов аварийного сбрасывания фонаря (стопоры связаны между собой тросом с трафареткой «Внимание. Перед полетом снять стопоры: 1. Стреляющего механизма. 2. Аварийных ручек. 3. Ручки управления самолетом»).

А. Разрядка стреляющего механизма и снятие сиденья

Перед снятием сиденья проверить наличие пиротрона в стреляющем механизме сиденья, пропуски для этого проволоку диаметром 1,5—2 мм в специальное отверстие, имеющееся слева (по полсоту) в головке стреляющего механизма.

При отсутствии в стреляющем механ. пиропатрона проволока свободно проходит внутрь головки; если проволока не проходит, то пиропатрон вставлен и стреляющий механизм заряжен.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Категорически запрещается снимать или устанавливать сиденье, а также производить какие-либо работы, связанные с сиденьем при заряженном стреляющем механизме.

Для разрядки стреляющего

- 1) сдвинуть фонарь кабины в сняв наземный стопор одного и сбрасывания фонаря, открыть фонаря, после чего рычаг вер-
ложение, т. е. прижать к под-
вновь установить на нем назем-
 - 2) возвратит рукой в исход-
ные рельсы передних и заднего
 - 3) сдвинуть фонарь в передне-
двинуть трос блокировки фонаря,
чекой стреляющего механизма и
и раздвинуть трос блокировки
 - 4) снять сдвижную часть фо-
жав для этого на нее снизу вве-
 - 5) снять наземный стопор ст-
ма и поставить на его место
шпильку, связав ее проволокой
 - 6) снять предохранительную ч-
 - 7) вынуть морские болты, сое-
скобу с сиденьем, и опустить си-
ные бобышки;
 - 8) снять верхний болт, соед-
стреляющим механизмом;
 - 9) снять верхнюю скобу вме-
бронеплитой, предварительно с-
ремни;
 - 10) снять проволочное контро-
ки ударного механизма;
 - 11) отвернуть, удерживая к-
трубу стреляющего механизма,
механизма и вынуть пиропатрон
 - 12) отстегнуть от правого бо-
разрядки стреляющего механизма
автомата АД-3 раскрывания зам-
 - и снять сиденье (фиг. 64).
- Примечание. Сиденье должно
своих направляющих.

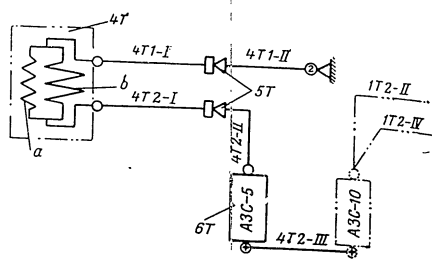
Примечание. Сиденье должно быть установлено по направлению своих направляющих.

Б. Проверка работоспособности
раскрывающего замки рем

Осмотреть автомат АД-3, ра-
ремней летчика, и убедиться в от-
ний наружных его деталей и в (фиг. 64).

Проверить работоспособность
снимая его с сиденья, для чего:

- 1) обрезать контровку гибкой
- 2) сесть на сиденье и застегнуть ремни;
- 3) выдернуть из прибора гибкую временную пусковую секундомер;
- 4) в момент срабатывания автосекундомера проверить точность. Время срабатывания должно быть 2 сек.
- 5) убедившись в правильности взвешивания, для чего вставить шпильку и натянуть до отказа тросы. Время, на которое при этом зафиксировано срабатывание автомата, показать на указателе. Точная установка времени (1,5—2 сек.) срабатывания автосекундомера выдвиганием и вращением шпильки;
- 6) закончить для предохранения преждевременного пуска гибкую



Фиг. 62. Электрическая схема обогрева перископа ТС-27АМ. 4Т—перископ. а—наружный полупроводниковый токопроводящий слой призмы, имеющий сопротивление 35—50 ом; б—внутренний полупроводниковый токопроводящий слой призмы, имеющий сопротивление 100—176 ом; 5Т—контакты вывода; 6Т—автомат защиты сети АЗС-5.

4) проверять периодически электрообогрев прибора. Включение электрообогрева производится от автомата защиты сети АЗС-5, установленного на правом борту фюзеляжа перед шпангоутом № 5 (см. фиг. 62);

5) включать обогрев прибора только в случае действительной необходимости и после посадки самолета сразу же его выключать.

4. ЭКСПЛУАТАЦИЯ КАТАПУЛЬТИРУЕМОГО СИДЕНЬЯ С УПРАВЛЕНИЕМ ОТ РЫЧАГА

По конструкции катапультируемое сиденье на самолете МиГ-17ПФ аналогично сиденью на самолетах МиГ-17 и МиГ-15Бис.

Катапультируемое сиденье (фиг. 63) всегда должно быть в исправном состоянии и готовым к действию.

ПРЕДОСТЕРЕЖЕНИЕ! Для предупреждения несчастных случаев перед производством каких-либо работ в кабине проверить:

- 1) установлен ли наземный стопор стреляющего механизма сиденья;
- 2) установлены ли два наземных стопора рычагов аварийного сбрасывания фонаря (стопоры связаны между собой тросом с трафареткой «Внимание. Перед полетом снять стопоры: 1. Стреляющего механизма. 2. Аварийных ручек. 3. Ручки управления самолетом»).

А. Разрядка стреляющего механизма и снятие сиденья

Перед снятием сиденья проверить наличие пиротрона в стреляющем механизме сиденья, пропустив для этого проволоку диаметром 1,5—2 мм в специальное отверстие, имеющееся слева (по полету) в головке стреляющего механизма.

При отсутствии в стреляющем механизме пиротрона проволока свободно проходит внутрь головки; если проволока не проходит, то пиротрон установлен и стреляющий механизм заряжен.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Категорически запрещается снимать или устанавливать сиденье, а также проводить какие-либо работы, связанные с сиденьем и заряженным стреляющим механизмом.

Для разрядки стреляющего механизма сиденья:

- 1) сдвинуть фонарь кабины в заднее положение и, сняв наземный стопор одного из рычагов аварийного сбрасывания фонаря, открыть этим рычагом замок фонаря, после чего рычаг вернуть в исходное положение, т. е. прижать к подлокотнику сиденья, и вновь установить на нем наземный стопор;
- 2) возвратит рукой в исходное положение откидные рельсы передних и заднего замков;
- 3) сдвинуть фонарь в переднее положение и отсоединить трос блокировки фонаря с предохранительной чекой стреляющего механизма (вынуть морской болт и разъединить трос блокировки выстрела);
- 4) снять подвижную часть фонаря с самолета, нажав для этого на нее снизу вверх;
- 5) снять наземный стопор стреляющего механизма и поставить на его место предохранительную шпильку, связав ее проволокой с упором бойка;
- 6) снять предохранительную чеку с тросом;
- 7) вынуть морские болты, соединяющие верхнюю скобу с сиденьем, и опустить сиденье вниз на опорные бобышки;
- 8) снять верхний болт, соединяющий скобу со стреляющим механизмом;
- 9) снять верхнюю скобу вместе с заголовником и бронеплитой, предварительно освободив плечевые ремни;
- 10) снять проволоочное контрольное кольцо с головки ударного механизма;
- 11) отвернуть, удерживая ключом внутреннюю трубу стреляющего механизма, головку ударного механизма и вынуть пиротрон;
- 12) отстегнуть от правого борта кабины, после разрядки стреляющего механизма, карабин фала автомата АД-3 раскрывания замков ремней летчика и снять сиденье (фиг. 64).

Примечание. Сиденье должно свободно выйти из своих направляющих.

Б. Проверка работоспособности автомата АД-3, раскрывающего замки ремней летчика

Осмотреть автомат АД-3, раскрывающий замки ремней летчика, и убедиться в отсутствии повреждений наружных его деталей и в целостности пломб (см. фиг. 64).

Проверить работоспособность автомата АД-3, не снимая его с сиденья, для чего:

- 1) обрезать контровку гибкой шпильки;
- 2) сесть на сиденье и застегнуть привязные ремни;
- 3) выдернуть из прибора гибкую шпильку и одновременно пустить секундомер;
- 4) в момент срабатывания автомата остановить секундомер и проверить точность его срабатывания. Время срабатывания должно быть равным 1,5—2 сек.
- 5) убедившись в правильности работы автомата, взвести его, для чего вставить на место гибкую шпильку и натянуть до отказа трос, идущий к ремням. Время, на которое при этом завелся часовой механизм срабатывания автомата, показывает стрелка на указателе. Точная установка требуемого времени (1,5—2 сек.) срабатывания достигается кратковременным выдвиганием и вдвиганием гибкой шпильки;
- 6) законтрить для предохранения автомата от преждевременного пуска гибкую шпильку во втул-

ках двумя кордовыми кручеными нитками (см. фиг. 64).

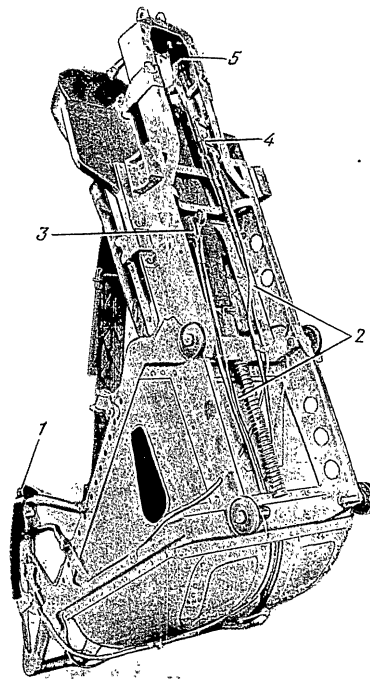
При устранении неполадок, сборке и разборке автомата АД-3 руководствоваться его описанием.

В. Разборка и сборка стреляющего механизма сиденья

Разборка и сборка стреляющего механизма производится при выполнении регламентных работ.

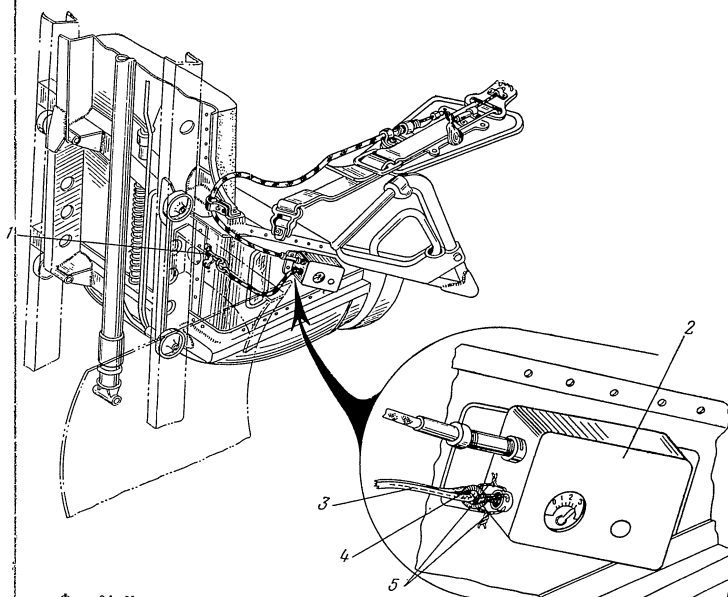
Разбирать стреляющий механизм следующим образом:

- 1) разрядить стреляющий механизм и снять сиденье с самолета, затем снять нижний болт, крепящий стреляющий механизм к узлу на полу кабины;
- 2) снять стреляющий механизм;
- 3) открыть замок, нажав шомполом на поршень шарикового замка, и осторожно извлечь внутреннюю трубку;
- 4) отвернуть нижний узел внешней трубы, ослабив контргайку;
- 5) вынуть стопорную шпильку из хвостовика поршня, затем извлечь поршень шарикового замка и пружину из нижнего узла;



Фиг. 63. Катапультируемое сиденье летчика.

1—рычаг аварийного сбрасывания фонаря кабины; 2—тяги управления; 3—рычаг на колонке механической проводки сбрасывания фонаря; 4—верхний параллелограммный механизм; 5—качающийся рычаг механической проводки управления выстрелом.



Фиг. 64. Крепление фала автомата АД-3, раскрывающего замки ремней летчика.
1—карабин; 2—автомат АД-3; 3—фал; 4—гибкая шпилька; 5—нитки.

6) разобрать головку ударного механизма, для чего ослабить контргайку верхней втулки, отвернуть верхнюю втулку, затем вынуть ударник с пружиной, предохранительную шпильку и упор бойка (фиг. 65). Сборка стреляющего механизма производится в последовательности, обратной разборке. При этом необходимо иметь в виду следующее:

1) перед сборкой стреляющего механизма все детали должны быть промыты в бензине и протерты чистой салфеткой или ватным тампоном, смоченным в смазке ЦИАТИМ-201 (внешняя поверхность стреляющего механизма не смазывается);

2) при сборке головки ударного механизма необходимо вставить в корпус упор бойка и предохранительную шпильку, ударник с пружиной и завернуть верхнюю втулку до отказа, затем совместить плоскость верхней опоры втулки с боковой плоскостью упора бойка, немного отвернув для этого втулку в ближайшее положение. При этом расстояние между осями верхней опоры втулки и упора бойка должно быть в пределах 90—91 мм;

3) проверить после сборки выход бойка относительно дна головки ударного механизма, для чего вынуть предохранительную чеку и упор бойка. Выход бойка должен быть не менее 1,3 мм и не более 1,5 мм. После проверки затянуть контргайку верхней втулки, ввести ударный механизм ключом, вставить упор бойка и предохранительную чеку и законтировать ее проволокой;

4) замки колец поршня шарикового замка располагать под углом 180° друг относительно друга;

5) замки поршневых колец внутренней трубы располагать под углом 120° друг относительно друга;

6) в случае выпадения шариков из отверстий поршня при установке смазать их солидолом;

7) допустимый продольный люфт за счет шарикового замка внутренней трубы во внешней — не более 2 мм, при большем люфте заменять стреляющий механизм;

8) при сборке нового самолета стреляющий механизм сиденья необходимо расконсервировать, для чего:

а) разобрать стреляющий механизм;

б) промыть все детали стреляющего механизма в бензине и удалить консервирующую смазку, затем смазать его тонким слоем смазки ЦИАТИМ-201. После расконсервации собрать стреляющий механизм;

Примечание. Наличие излишней смазки в трубе стреляющего механизма влечет неполное сгорание пороха и снижение начальной скорости катапультирования сиденья.

9) после сборки стреляющего механизма проверить его ударный механизм отстрелом капсюлированных шайб.

Г. Заряжание стреляющего механизма

Для заряжания стреляющего механизма (см. фиг. 65):

1) вложить пиропатрон 7 во внутреннюю трубу стреляющего механизма, ввести ключом 1 ударный механизм, проверить чистоту дна его головки и, удерживая внутреннюю трубу ключом, завернуть головку ударного механизма до отказа;

2) установить проволоочное контрольное кольцо 6 в отверстие 5 головки так, чтобы конец кольца вошел в отверстие до нанесенной на нем красной риски.

Если конец кольца не входит в отверстие 5, то необходимо отвернуть головку до совмещения ее отверстия с ближайшим отверстием, просверленным в казенной части внутренней трубы стреляющего механизма. При этом зазор между дном головки и шляпкой пиропатрона не должен быть более 0,1 мм. Зазор контролировать щупом через прорезь в корпусе головки. После установки опломбировать контрольное кольцо;

3) зарядить стреляющий механизм патронами ПК-4-1 для летних и ПК-5-1 для зимних условий.

Д. Установка сиденья на самолете

Для установки сиденья на самолете:

1) собрать перед установкой сиденья незаряженный стреляющий механизм и, не завертывая на него головки ударного механизма, установить его на место. Установив сиденье, произвести заряжание стреляющего механизма;

2) установить верхнюю скобу вместе с заголовником и бронеплитой и соединить ее с головкой ударного механизма верхним стыковым болтом. При этом обратить внимание на правильность захода пальца рычага механизма выстрела в скобу упора бойка (перекосы и заедания в этом сочленении не допускаются);

3) соединить морскими болтами скобу с сиденьем.

4) установить на место фонарь кабины и присоединить тросом блокировки к фонарем кабины. Чека должна выступать из упора бойка не менее чем на 20 мм;

5) заменить предохранительную шпильку на съемным стопором;

6) переместить рычаги аварийного сбрасывания фонаря кабины в переднее положение;

7) установить на место фонарь кабины и присоединить к нему трос блокировки, затем вставить морской болт;

8) установить систему аварийного сбрасывания фонаря в закрытое положение, для чего:

а) поставить рычаги аварийного сбрасывания в закрытое положение (прижать их к поручню сиденья), затем законтировать и опломбировать их и установить наземные стопоры;

б) закрыть передние замки, опустив для этого откидные рельсы, вытаскивая на себя запирающие рычаги и доставляющие рычаги под стопорные скобы (в виде полумесяцев);

в) проверить положение предохранительного стопора заднего замка относительно упорного болта (стопор должен быть против упорного болта);

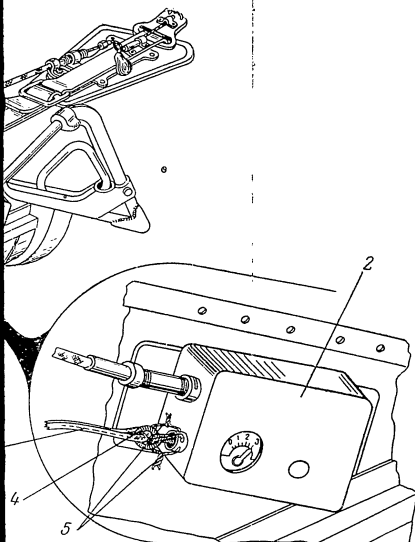
г) пристегнуть карабин фала автомата АД-3 раскрывания замков ремней летчика к правому борту кабины.

5. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СБРАСЫВАНИЯ ФОНАРЯ КАБИНЫ

Система аварийного сбрасывания фонаря кабины (фиг. 66) проверяется следующим образом:

1. При открытом фонаре и закрытом положении системы проверить:

а) положение роликов управляющих рычагов передних замков, которые должны заходить под стопорную скобу (в виде полумесяца) не менее чем на 3 мм (расстояние от края скобы до центра ролика);



1-3, раскрывающего замки ремней летчика.
3—фал; 4—гибкая шпилька; 5—нити.

я 6) в случае выпадания шариков из отверстий поршня при установке смазать их солидолом;
7) допустимый продольный люфт за счет шарикового замка внутренней трубы во внешней — не более 2 мм, при большем люфте заменять стреляющий механизм;
8) при сборке нового самолета стреляющий механизм сиденья необходимо расконсервировать, для чего:

- а) разобрать стреляющий механизм;
- б) промыть все детали стреляющего механизма в бензине и удалить консервирующую смазку, затем смазать его тонким слоем смазки ЦИАТИМ-201.

После расконсервации собрать стреляющий механизм;

Примечание. Наличие излишней смазки в трубе стреляющего механизма влечет неполное сгорание пороха и снижение начальной скорости катапультирования сиденья.

9) после сборки стреляющего механизма проверить его ударный механизм отстрелом капсюлированных шайб.

Г. Зарядка стреляющего механизма

Для зарядки стреляющего механизма (см. фиг. 65):

- 1) вложить пиропатрон 7 во внутреннюю трубу стреляющего механизма, взвести ключом 1 ударный механизм, проверить чистоту дна его головки и, удерживая внутреннюю трубу ключом, завернуть головку ударного механизма до отказа;
- 2) установить проволоочное контрольное кольцо 6 в отверстие 5 головки так, чтобы конец кольца вошел в отверстие до нанесенной на нем красной риски.

Если конец кольца не входит в отверстие 5, то необходимо отвернуть головку до совмещения ее отверстия с ближайшим отверстием, просверленным в казенной части внутренней трубы стреляющего механизма. При этом зазор между донным головкой и шляпкой пиропатрона не должен быть более 0,1 мм. Зазор контролировать щупом через прорезь в корпусе головки. После установки опломбировать контрольное кольцо;

3) зарядить стреляющий механизм патроном ПК-4-1 для летних и ПК-5-1 для зимних условий.

Д. Установка сиденья на самолете

Для установки сиденья на самолете:

1) собрать перед установкой сиденья незаряженный стреляющий механизм и, не завертывая на него головки ударного механизма, установить его на место. Установив сиденье, произвести зарядку стреляющего механизма;

2) установить верхнюю скобу вместе с заголовником и бронеплитой и соединить ее с головкой ударного механизма верхним стыковым болтом. При этом обратить внимание на правильность захода пальца рычага механизма выстрела в скобу упора бойка (перекосы и заедания в этом сочленении не допускаются);

3) соединить морскими болтами скобу с сиденьем;

4) установить на место предохранительную чеку, соединенную тросом блокировки с фонарем кабины. Чека должна выступать из упора бойка не менее чем на 20 мм;

5) заменить предохранительную шпильку наземным стопором;

6) переместить рычаги аварийного сбрасывания фонаря кабины в переднее положение;

7) установить на место фонарь кабины и присоединить к нему трос блокировки, затем вставить морской болт;

8) установить систему аварийного сбрасывания фонаря в закрытое положение, для чего:

- а) поставить рычаги аварийного сбрасывания в закрытое положение (прижать их к поручню сиденья), затем законтрить и опломбировать их и установить наземные стопоры;
- б) закрыть передние замки, опустив для этого откидные рельсы, вытянув на себя запирающие рычаги и дослав управляющие рычаги под стопорные скобы (в виде полумесяцев);
- в) проверить положение предохранительного стопора заднего замка относительно упорного болта (стопор должен быть против упорного болта);
- 9) пристегнуть карабин фала автомата АД-3 раскрывания замков ремней летчика к правому борту кабины.

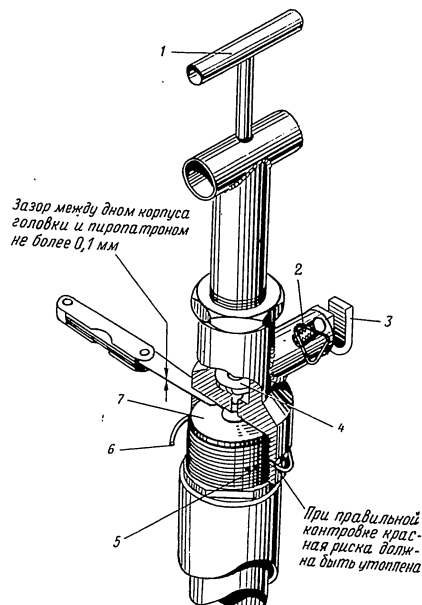
5. ЭКСПЛУАТАЦИЯ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СБРАСЫВАНИЯ ФОНАРЯ КАБИНЫ

Система аварийного сбрасывания фонаря кабины (фиг. 66) проверяется следующим образом:

1. При открытом фонаре и закрытом положении системы проверить:

- а) положение роликов управляющих рычагов передних замков, которые должны заходить под стопорную скобу (в виде полумесяца) не менее чем на 3 мм (расстояние от края скобы до центра ролика);

10-31859



Зазор между дном корпуса головки и пиропатроном не более 0,1 мм

При правильной контровке красная риска должна быть утоплена

Фиг. 65. Головка стреляющего механизма катапультируемого сиденья.

1—ключ взведения ударного механизма; 2—стопор ударного механизма; 3—упор бойка; 4—бок пиромеханизма; 5—пять отверстий для контровки головки пиромеханизма; 6—контрольное кольцо; 7—пиропатрон.

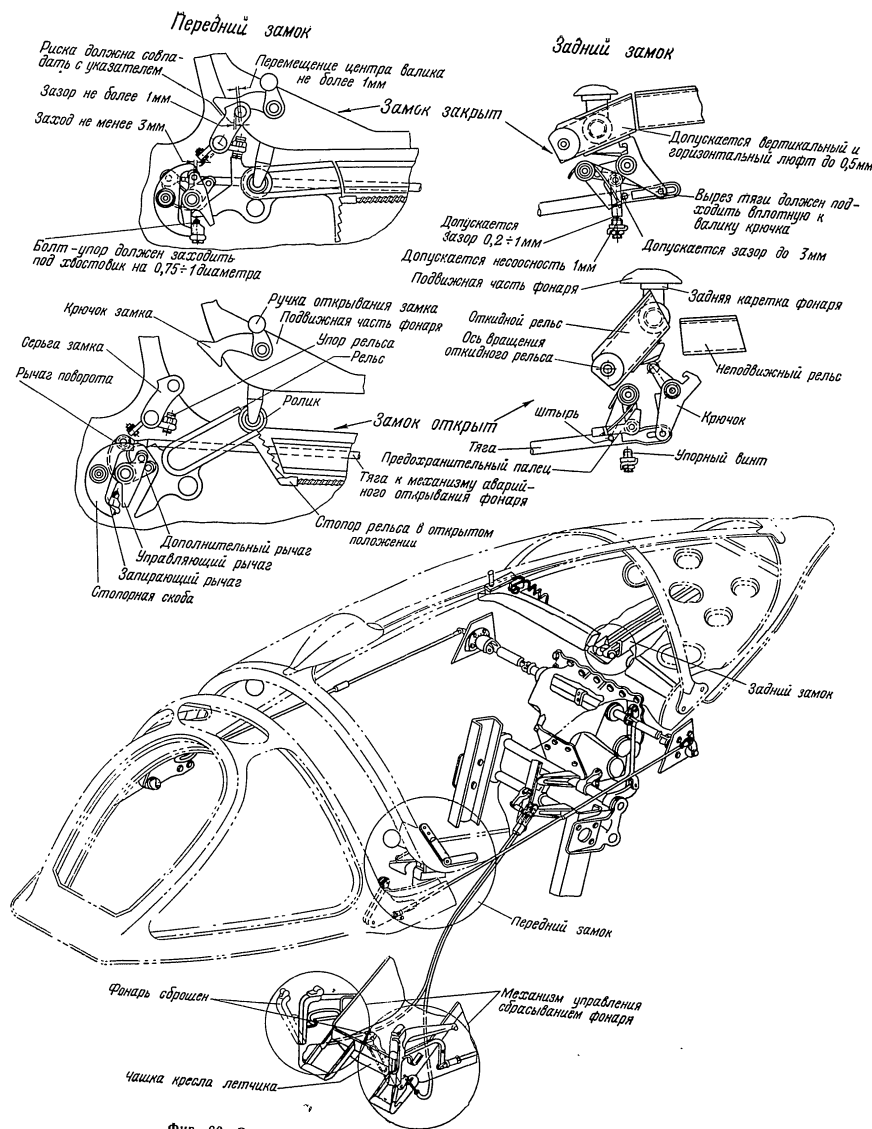
б) затяжку серьги для зацепления с крючком подвижной части фонаря кабины. Серьга не должна быть излишне сильно затянута или иметь продольный люфт более 1 мм, причем контргайки регулировочных болтов серьги должны быть плотно затянуты;

в) движение пружинного штыря гребенки в гнезде. Штырь должен легко (без заеданий) двигаться в своем гнезде, причем заход стопора в зуб гребенки при закрытом положении замка обязателен;

г) контровку тандеро тяг, находящихся внутри подфонарной панели управления передними замками. Гайки должны быть плотно притянуты к тандерам, а контровные шайбы загнуты на лыски тандеро. Осмотр контровки производится с помощью зеркала;

д) положение предохранительного стопора относительно упорного болта заднего замка (осматривать через стекло фонаря) — стопор должен находиться над упорным болтом;

е) зазор между нажимным роликом на сиденье и траверсой передаточного механизма (снять для этого подспинную подушку). Зазор должен быть не менее 2 и не более 5 мм. Если зазор выходит из этих пределов, довести его до требуемой величины регулированием тяг после снятия сиденья с самолета.



Фиг. 66. Система аварийного сбрасывания фонаря кабины.

2. При открытом фонаре кабины проверить систему поочередно от обоих рычагов сбрасывания фонаря кабины. При переводе рычага в крайнее положение:

- замки должны открываться, рычаг должен двигаться без задержек. В случае обнаружения при движении рычага снять сиденье, не задевая ли сектор проводки, и проверить, не задевает ли сектор проводки в поручне сиденья. При необходимости, ширина выреза настолько, чтобы между его и сектором имелся зазор не менее 1 мм;
- передний и задний замки должны открываться, откидные рельсы и серьги должны подниматься и падать под действием собственного веса. В случае обнаружения неисправности промывать бензином и смазывать ЦИАТИМ-201.

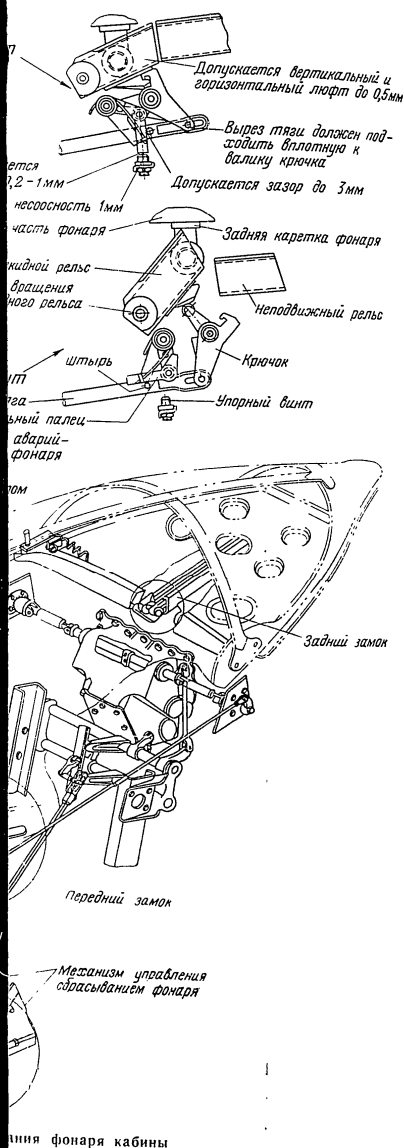
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Перед проведением работ, связанных с проверкой и регулировкой стреляющего механизма:

- установить вместо наземного стопора стреляющего механизма дополнительную предохранительную шпильку, связав ее проволокой с упором бойка;
- прижать рычаги аварийного сбрасывания к поручням сиденья так, чтобы зубчик рычага вошел в прорезь ручки выстрела, а левой ручки выстрела — в прорезь ручки выстрела, и затем законтировать их проволокой.

Аварийное сбрасывание фонаря кабины не производить при проведении регламентных работ или в случае замены деталей самой системы аварийного сбрасывания. При этом фонарь кабины должен быть сброшен из закрытого положения поочередно от обоих рычагов системы как при надувании надува в кабине, так и без него. Обеспечение безотказной работы механизма аварийного сбрасывания фонаря необходимо тщательно осмотреть механизм, как это указано в п. 1, и выполнить регламентные работы, предусмотренные регламентом обслуживания самолета № 9. Аварийное сбрасывание фонаря кабины производится поочередно от обоих рычагов следующим образом:

- При закрытом фонаре и отсутствии давления надува в кабине:
 - установить, сидя в кабине, всю систему сбрасывания в закрытое положение и проверить положение предохранительного стопора заднего замка относительно упорного болта;
 - дослать фонарь вперед и убедиться, что крючок фонаря зашел за серьгу замка и зазор между крючком и валом серьги не превышает 1 мм. Проверить, если другой в это время коснулся валика. Риски на крючках подвижной части фонаря должны совпадать с указателями на серьгах. В случае больших зазоров отрегулировать серьги упорными болтами и затем надежно законтировать болты контргайками;

в) откинуть вперед, нажимая рукой на фонарь, один из рычагов аварийного сбрасывания. Проверить отделение фонаря от кабины самолета. Не опуская фонаря на замки, снять его с самолета, проверив при этом, чтобы серьги передних замков свободно откидывались назад, не задевая за кожу на узлах фонаря или за самые узлы. В случае обнаружения задевания подрезать кожу или опилить

Задний замок

2 При открытом фонаре кабины проверить действие системы поочередно от обоих рычагов аварийного сбрасывания фонаря кабины.

При переводе рычага в крайнее переднее положение:

- а) замки должны открываться, рычаг должен двигаться без задержек. В случае обнаружения заеданий при движении рычага снять сиденье и проверить, не задевает ли сектор проводки о края выреза на поручне сиденья. При необходимости, увеличить ширину выреза настолько, чтобы между его краями и сектором имелся зазор не менее 1 мм;
- б) передний и задний замки должны полностью открыться, откидные рельсы и серьги замков свободно подниматься и падать под действием собственного веса. В случае обнаружения заеданий замки промыть бензином и смазать смазкой ЦИАТИМ-201.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Перед производством любых работ, связанных с проверкой и регулированием стреляющего механизма:

- а) установить вместо наземного стопора стреляющего механизма дополнительную предохранительную шпильку, связав ее проволокой с упором бойка;
- б) прижать рычаги аварийного сбрасывания фонаря к поручням сиденья так, чтобы зуб правого рычага вошел в прорезь ручки выстрела, а штырь левой ручки выстрела — в прорезь рычага сбрасывания, и затем законтрить их проволокой.

Аварийное сбрасывание фонаря кабины на земле производится при проведении регламентных работ или в случае замены деталей самой системы аварийного сбрасывания. При этом фонарь кабины должен быть сброшен из закрытого положения поочередно от обоих рычагов системы как при наличии давления наддува в кабине, так и без него. Для обеспечения безотказной работы механизма аварийного сбрасывания фонаря необходимо тщательно осмотреть механизм, как это указано в п. 1, и выполнить регламентные работы, предусмотренные единым регламентом обслуживания самолета № 9. Аварийное сбрасывание фонаря кабины производить поочередно от обоих рычагов следующим образом:

1. При закрытом фонаре и отсутствии давления наддува в кабине:

- а) установить, сидя в кабине, всю систему сбрасывания в закрытое положение и проверить положение предохранительного стопора заднего замка относительно упорного болта;
- б) дослать фонарь вперед и убедиться, что крючок фонаря зашел за серьги замков и зазор между крючком и валиком серьги не превышает 1 мм на одном крючке, если другой в это время коснулся напика. Риски на крючках сдвижной части фонаря должны совпадать с указателями на серьгах. В случае больших зазоров отрегулировать серьги упорными болтами и затем надежно законтрить болты контргайками;

в) откинуть вперед, нажимая рукой на фонарь вверх, один из рычагов аварийного сбрасывания и проверить отделение фонаря от кабины самолета. Не опуская фонаря на замки, снять его с самолета, проверив при этом, чтобы серьги передних замков свободно откидывались назад, не задевая за кожух на узлах фонаря или за самые узлы. В случае обнаружения заедания подрезать кожух или опилить

серьгу, не допуская при этом уменьшения размера перемычки на серьге менее 3 мм;

г) осмотреть сверху задний замок в открытом состоянии (при откинутом рельсе) и в случае загрязнения промыть его бензином и смазать смазкой ЦИАТИМ-201;

д) проверить синхронность открытия замков, возвратив всю систему в исходное (закрытое) положение. Прилагая усилие к откидным рельсам и медленно двигая рычаг аварийного сбрасывания вперед, проверить, закрылись ли замки. Для передних замков допускается запаздывание выхода из-под скобы (в виде полумесяца) одного ролика относительно другого на 0,8 мм. Задние замки могут открываться раньше передних, причем опережение их открытия должно соответствовать перемещению верхнего конца рычага не более чем на 15 мм;

е) проверить регулировку заднего замка при снятом фонаре, возвратив для этого систему в исходное, т. е. закрытое, положение. Допускаемая несоосность в расположении предохранительного стопора над упорным болтом ± 1 мм. Допускаемый зазор между предохранительным стопором и упорным болтом 0,2 мм (этот зазор устанавливается регулировкой упорного болта). Управляющая тяга должна находиться в крайнем заднем положении, а между штырем тяги и предохранительным стопором должен быть зазор не более 3 мм (зазор в эксплуатации не регулируется).

Аналогично описанному выше проверяется работа системы от второго рычага.

2. При закрытом фонаре и наличии давления наддува в кабине:

а) установить фонарь, закрыть замки и загерметизировать кабину, подав воздух в шланг герметизации под давлением 3 кг/см² и в кабину под давлением 0,1 кг/см² (давление контролировать по показаниям указателя высоты и перепада давления УВПД);

б) накрыть фонарь кабины снаружи чехлом из байки, обеспечив при этом возможность вертикального перемещения фонаря на 60 мм. В момент сбрасывания фонаря защитный чехол удерживать с обоих бортов фюзеляжа;

в) произвести аварийное сбрасывание фонаря одним из рычагов и немедленно после этого закрыть кран питания для стравливания давления воздуха из шланга герметизации. Затем проверить открытие всех замков;

г) осмотреть фонарь и убедиться в отсутствии повреждений его каркаса и трещин в стеклах;

д) установить фонарь на место, привести систему в исходное (закрытое) положение и повторить сбрасывание от другого рычага.

е) установить при положительных результатах проверки фонарь на место, привести систему в исходное (закрытое) положение, законтрить и опломбировать рычаги аварийного сбрасывания и установить наземные стопоры.

6. СНЯТИЕ С САМОЛЕТА ПОДВИЖНОЙ ЧАСТИ ФОНАРЯ КАБИНЫ

Для снятия подвижной части фонаря кабины:

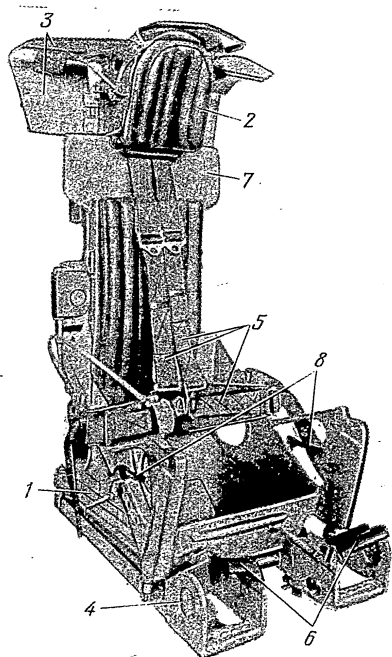
- 1) сдвинуть фонарь в заднее положение;
- 2) открыть замки рычагом аварийного сбрасывания, после чего вернуть рычаг в исходное положение;

- 3) опустить откидные рельсы передних и заднего замков;
- 4) сдвинуть фонарь в переднее положение, отсоединить трос предохранительной чеки и снять фонарь.

7. ЭКСПЛУАТАЦИЯ КАТАПУЛЬТИРУЕМОГО СИДЕНЬЯ С УПРАВЛЕНИЕМ ОТ ШТОРКИ И СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО СБРАСЫВАНИЯ ФОНАРЯ

А. Общие сведения

Катапультируемое сиденье с управлением от шторки и от рычагов на левом и правом его поручнях имеет следующие элементы, улучшающие условия катапультирования (фиг. 67):



Фиг. 67. Катапультируемое сиденье с управлением от шторки.
1—каркас сиденья с чашкой; 2—заголовник; 3—стабилизирующие щитки; 4—подвесная подножка; 5—привязные ремни; 6—захваты; 7—бронеспинка; 8—рычаги дублирующего управления стреляющим механизмом.

1. Для защиты лица летчика от воздушного потока в момент катапультирования при больших скоростях полета в конструкцию сиденья введена мягкая шторка. Летчик для катапультирования сиденья должен, взявшись за специальную рукоятку шторки, нагнуть ее на лицо. При вытягивании шторки приходят в действие механизмы сбрасывания фонаря и спуска ударника головки стреляющего механизма. Оба механизма кинематически связаны с барабаном шторки, при этом в течение первой половины хода рукоятки шторки срабатывает механизм аварийного

сбрасывания фонаря, а в течение второй половины хода — механизм выстрела.

После выстрела шторка имеет еще свободный ход в 80 мм.

2. Для устранения разбрасывания при катапультировании ног летчика подножки сиденья после выстрела плавно опускаются гидравлическими демпферами вниз и ноги удерживаются щитками подлокотников.

Демпферы удерживают также подножки при воздействии воздушного потока на подошвы ног летчика после катапультирования сиденья.

3. Ступени ног летчика удерживаются на подножках специальными захватами, закрывающимися автоматически после выстрела.

Для удобного положения ног на подножках на полу кабины установлены наклонные направляющие площадки.

Подножки имеют насечку, устраняющую скольжение с нее ступеней ног.

Ограничители, установленные на полу кабины и являющиеся упорами рычагов, кинематически связаны с механизмом захватов, не допускают закрывания захватов подножек при случайной установке ног на подножку и случайном нажатии педали захвата.

4. Захваты ног и замок привязных ремней открываются автоматически с помощью временного автомата АД-3 и пружинного механизма, установленного под чашкой сиденья.

5. Для придания сиденью устойчивого положения после вылета его из кабины при катапультировании на заголовнике установлены стабилизирующие щитки, открывающиеся под действием встречного потока воздуха.

6. Самовзводящаяся головка стреляющего механизма с двумя бойками и двухкапсюльный пиропатрон типа ПК-5 обеспечивают полную надежность катапультирования.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Обращение и пользование сиденьем на самолете требуют особой осторожности. В частности, наличие предохранительных стопорных шпильки, контрящих чеку и рычаги выстрела на поручнях сиденья, должно всегда проверяться лицом, производящим работы в кабине.

7. В случае выхода из строя механизма шторки катапультирование сиденья может быть произведено независимо от этого правым или левым рычагом на поручнях сиденья.

Б. Осмотр и проверка сиденья на земле

Периодические осмотры, проверки и регламентные работы обеспечивают содержание сиденья в постоянной готовности к действию.

Проверка технического состояния сиденья охватывает следующие механизмы, связанные с процессом катапультирования:

- 1) аварийного сбрасывания фонаря и системы блокировки выстрела;
- 2) открывания замков привязных ремней и захватов ног;
- 3) выстрела сиденья с предохранителями.

а) Проверка сиденья при подготовке самолета к полету

Перед подготовкой самолета к полету проверить положение механизма выстрела и рукоятки шторки.

Механизм выстрела должен стоять на наземных предохранителях, рукоятка шторки должна быть опломбирована.

Примечания. 1. Основной предохранитель на выстрел — гибкая шпилька из троса, проходящая с правой стороны заголовника сиденья, быть закреплена и опломбирована и соединена с правой частью фонаря кабины.

2. Наземная предохранительная шпилька выстрела должна быть вставлена и опломбирована (с правой стороны заголовника) и проходить через корпус (с правой стороны) чеку параллельно продольной оси сиденья. Шпилька, контрящая клиновидную часть головки стреляющего механизма, тросом, соединяющим шпильками, контрящими рычагами сиденья и правом поручнях сиденья.

3. Законченность проволокой КОК сиденья, гибкой шпильки блокировки выстрела, троса разблокировки и рукоятки привязных ремней на поручнях сиденья. Опломбирование производится только на заводе (в войсках опломбирование не производится).

б) Проверка сиденья на предполетном осмотре

При предполетном осмотре сиденья проверить:

1) исправность механизма стопорных ремней летчика и направление движения стопорения и освобождения ремней.

Ремни застопорены при переворачивании до отказа и отстопорены при падении с себя;

2) состояние привязных ремней, стопорных пряжек и замка.

Перед посадкой летчика в кабину сиденья должен расправить привязные ремни, вынуть предохранительную шпильку с головки стреляющего механизма и стопорные шпильки с рукоятки выстрела на поручнях сиденья.

в) Проверка сиденья на предполетном осмотре

При проведении предполетного осмотра по сиденью выполнить следующие работы:

1) установить наземные предохранители в головку стреляющего механизма выстрела на поручнях сиденья (фиг. 68);

2) проверить состояние троса, блокирующего сбрасывания фонаря с предохранительной выстрела. Для осмотра этого троса раз закрыть и открыть подвижную часть выстрела.

3) проверить контрольку и опломбирование а) контрольной предохранительной шпильки;

б) рукоятки шторки на заголовнике;

в) крючок для выдергивания контрольной выстрела в случаях несбрасывания (фиг. 69);

Примечания. 1. Крючок окрашен, как шторки, в красный цвет.

2. Контрольная проволока должна быть не менее 0,5 мм.

4) проверить крепление привязных ремней плит и заголовника;

5) проверить, надежно ли удерживается шариковым замком, для чего сиденье за ремни энергично приподнять вверх;

6) проверить крепление автомата АД-3, надежность закрепления его фала к перегородке гоуга № 8, положение и состояние его гибкой

сбрасывания фонаря, а в течение второй половины хода — механизм выстрела.

После выстрела шторка имеет еще свободный ход в 80 мм.

2. Для устранения разбрасывания при катапультировании ног летчика подножки сиденья после выстрела плавно опускаются гидравлическими демпферами вниз и ноги удерживаются щитками подлокотников.

Демпферы удерживают также подножки при воздействии воздушного потока на подошвы ног летчика после катапультирования сиденья.

3. Ступени ног летчика удерживаются на подножках специальными захватами, закрывающимися автоматически после выстрела.

Для удобного положения ног на подножках на полу кабины установлены наклонные направляющие площадки.

Подножки имеют насечку, устраняющую сползание с нее ступеней ног.

Ограничители, установленные на полу кабины и являющиеся упорами рычагов, кинематически связаны с механизмом захватов, не допускают закрытия захватов подножек при случайной установке ног на подножку и случайном нажатии педали захвата.

4. Захваты ног и замок привязных ремней открываются автоматически с помощью временного автомата АД-3 и пружинного механизма, установленного под чашкой сиденья.

5. Для придания сиденью устойчивого положения после вылета его из кабины при катапультировании на заголовнике установлены стабилизирующие щитки, открывающиеся под действием встречного потока воздуха.

6. Самовзводящаяся головка стреляющего механизма с двумя бойками и двухкапсюльный пиропатрон типа ПК-5 обеспечивают полную надежность катапультирования.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Обращение и пользование сиденьем на самолете требуют особой осторожности. В частности, наличие предохранительных стопорных шпильки, контртящих чеку и рычаги выстрела на поручнях сиденья, должно всегда проверяться лицом, производящим работы в кабине.

7. В случае выхода из строя механизма шторки катапультирование сиденья может быть произведено независимо от этого правым или левым рычагом на поручнях сиденья.

Б. Осмотр и проверка сиденья на земле

Периодические осмотры, проверки и регламентные работы обеспечивают содержание сиденья в постоянной готовности к действию.

Проверка технического состояния сиденья охватывает следующие механизмы, связанные с процессом катапультирования:

1) аварийного сбрасывания фонаря и системы блокировки выстрела;

2) открывания замков привязных ремней и захватов ног;

3) выстрела сиденья с предохранителями.

а) Проверка сиденья при подготовке самолета к полету

Перед подготовкой самолета к полету проверить положение механизма выстрела и рукоятки шторки.

Механизм выстрела должен стоять на основном и наземных предохранителях, рукоятка шторки — за контррепа и опломбирована.

Примечания. 1. Основной предохранитель механизма выстрела — гибкая шпилька из троса, вставленная в трубочку с правой стороны заголовника сиденья, должен быть законтрен и опломбирован и соединен тросом с подвижной частью фонаря кабины.

2. Наземная предохранительная шпилька механизма выстрела должна быть вставлена в отверстие защитной плиты головки стреляющего механизма (с задней стороны заголовника) и проходить через корпус головки и клиновидную чеку параллельно продольной оси самолета. Стопорная шпилька, контрящая клиновидную чеку выстрела в головке стреляющего механизма, тросами соединена со стопорными шпильками, контрящими рычаги выстрела на левом и правом поручнях сиденья.

3. Законтренность проволокой КОК-0,5 рукоятки шторки, гибкой шпильки блокировки выстрела, крючка (ручки) троса разблокировки и рукоятки привода механизма выстрела на поручнях сиденья. Опломбирование этих контрочков производится только на заводе (в войсковых частях опломбирование не производится).

б) Проверка сиденья при предполетном осммотре самолета

При предполетном осммотре самолета по сиденью проверить:

1) исправность механизма стопорения плечевых ремней летчика и направление движения ручки для стопорения и освобождения ремней.

Ремни застопорены при переводе ручки на себя и отстопорены при положении ручки от себя;

2) состояние привязных ремней, исправность их стопорящих пряжек и замка.

Перед посадкой летчика в кабину самолета следует расправить привязные ремни, вынуть наземную предохранительную шпильку с головки стреляющего механизма и стопорные шпильки с рычагов выстрела на поручнях сиденья.

в) Проверка сиденья при послеполетном осммотре самолета

При проведении послеполетного осмотра самолета по сиденью выполнить следующие работы:

1) установить наземные предохранительные стопоры в головку стреляющего механизма и рычаги выстрела на поручнях сиденья (фиг. 68);

2) проверить состояние троса, блокирующего рычаги сбрасывания фонаря с предохранительной шпилькой выстрела. Для осмотра этого троса несколько раз закрыть и открыть подвижную часть фонаря;

3) проверить контровку и опломбирование:

а) контрочковой предохранительной шпильки выстрела;

б) рукоятки шторки на заголовнике;

в) крючка для выдергивания контрочковой шпильки выстрела в случаях несбрасывания фонаря (фиг. 69);

Примечания. 1. Крючок окрашен, как и рукоятка шторки, в красный цвет.

2. Контрочковая проволока должна быть диаметром не более 0,5 мм.

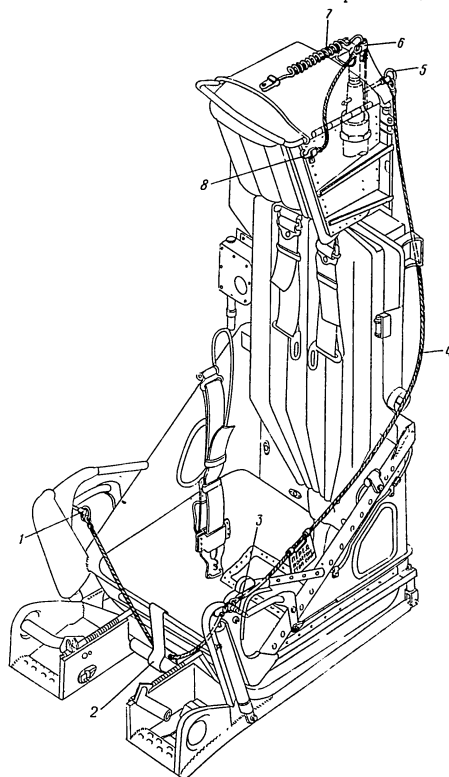
4) проверить крепление привязных ремней, защитных плит и заголовника;

5) проверить, надежно ли удерживается сиденье шариковым замком, для чего сиденье за поясные ремни энергично приподнять вверх;

6) проверить крепление автомата АД-3, надежность закрепления его фала к перегородке у шпангоута № 8, положение и состояние его гибкой шпиль-

ки и троса открытия замка привязных ремней, контровку и опломбирование байонетного соединения шланга на чашке сиденья;

7) убедиться в том, что при нажатии на подпятники подножек рычаги механизма захватов ограничиваются направляющими упорами на полу кабины. При этом захваты ног не должны закрываться.

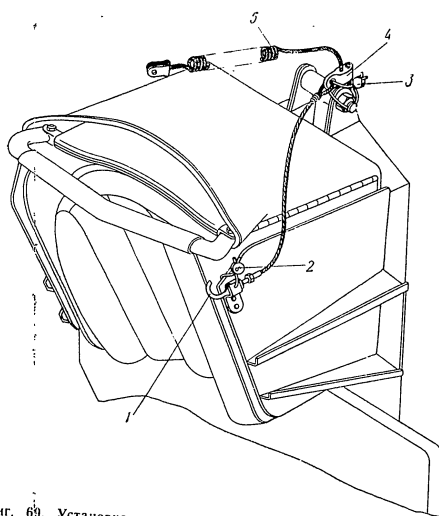


Фиг. 68. Наземные стопоры катапультируемого сиденья с управлением от шторки.

1, 3—стопоры рукоятки дублирующего управления стреляющим механизмом на поручнях сиденья; 2—стопор подножек сиденья; 4—трос, соединяющий наземные стопоры механизмов сиденья; 5—стопор стреляющего механизма; 6—мягкая шпилька стопорения стреляющего механизма; 7—трос крепления к фонарю мягкой шпильки стопорения стреляющего механизма; 8—крючок с тросом для выдергивания шпильки из стреляющего механизма при катапультировании сиденья при закрытом фонаре.

В. Осмотр и проверка аварийной системы сбрасывания фонаря и системы блокировки выстрела

Системы аварийного сбрасывания фонаря и блокировки выстрела непосредственно связаны с катапультируемым сиденьем.



Фиг. 69. Установка на катапультируемом сиденье крючка с тросом для выдергивания мягкой шпильки стопора стреляющего механизма при катапультировании при закрытом фонаре.

1—крючок с тросом; 2—пломба на контровке крючка к стабилизатору сиденья; 3—пломба на контровке мягкой шпильки стопора к сиденью; 4—ушко мягкой шпильки стопора; 5—трос крепления мягкой шпильки стопора к фонарю.

Аварийное открытие замков и сбрасывание фонаря можно произвести двумя способами:
1) автоматически натягиванием шторки на лицо при катапультировании сиденья;
2) принудительно от автономной системы сбрасывания при сбрасывании фонаря без последующего катапультирования сиденья в случаях посадки самолета с убранным шасси, посадки на воду и пр. Кроме того, на земле фонарь может быть снят с самолета при открытии замков поворотом валика передаточной качалки системы аварийного сбрасывания специальным ключом ($S=14$ мм).

а) Проверка аварийного сбрасывания фонаря от шторки катапультируемого сиденья (фиг. 70)

1. Убедиться в том, что стреляющий механизм зафиксирован наземной предохранительной шпилькой. Шпилька вставляется в отверстие в защитной плите головки стреляющего механизма, проходит в отверстие в корпусе головки стреляющего механизма и клиновидной чеки.
2. Проверить, соединен ли рычаг сбрасывания фонаря, расположенный на задней части заголовника с левой его стороны, вилчатой тягой с рычагом сбрасывания фонаря на подфонарной панели.
3. Вытянуть энергичным движением за рукоятку, расположенную над заголовником, шторку до отказа, затем отпустить ее и убедиться в том, что все три замка фонаря при этом открылись.
4. Закрыть замки фонаря, вернуть систему ава-

рийного сбрасывания в исходное положение и, закрыв фонарь, повторить сбрасывание.

Примечания. 1. Проверку аварийного открытия замков производить:

- а) при закрытом фонаре с избыточным давлением в кабине, равным $0,1 \text{ кг/см}^2$;
- б) при снятом фонаре.

2. Усилие при вытягивании шторки как при отсутствии давления в кабине, так и при наличии давления $0,1 \text{ кг/см}^2$ в ней должно быть не более $22 \pm 3 \text{ кг}$. Ход шторки $140 \pm 10 \text{ мм}$.

5. Снять подвижную часть фонаря, сдвинув ее назад и вверх, и проследить при этом за натяжением троса блокировки. Обрыв контровки и снятие (вытягивание) предохранительной шпильки стреляющего механизма должны произойти четко, без всяких задержек.

6. Отсоединить предохранительную контровочную шпильку от троса, разъединив для этого карабин, и законтрить шпилькой стреляющий механизм. Затем, законтрив шпильку проволокой диаметром $0,5 \text{ мм}$, установить фонарь на самолет, присоединить к контровочной шпильке трос блокировки и закрыть фонарь.

7. Проверить снятие предохранительной шпильки стреляющего механизма вручную с помощью крючка (случай катапультирования сиденья при закрытом фонаре).

Для этого сесть на сиденье, взяться рукой за крючок и энергичным рывком за крючок вынуть предохранительную шпильку из головки стреляющего механизма.

При этом должна оборваться контровка у крючка и предохранительная шпилька.

8. Установить предохранительную шпильку, законтрить ее и опломбировать. Законтрить и опломбировать крючок для выдергивания предохранительной шпильки вручную.

Примечание. Опломбирование контровки крючка в воинских частях необязательно.

б) Проверка аварийного сбрасывания фонаря от автономной системы (фиг. 71)

1. Убедиться в том, что пружинный механизм (на левом рельсе сиденья) автономной системы аварийного сбрасывания фонаря взведен. При взведенном положении механизма его шток должен выступать примерно на 35 мм из корпуса цилиндра.

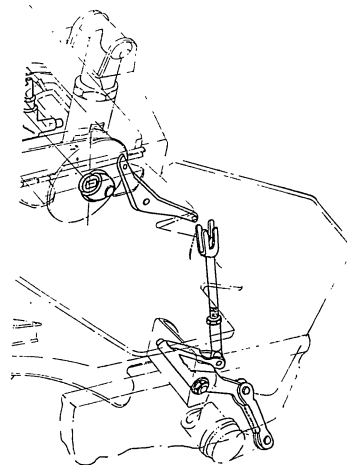
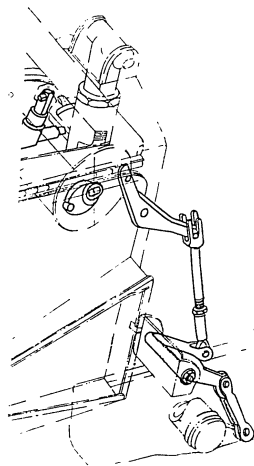
Рукоятка приведения в действие автономной системы, установленная с правой стороны над приборной доской, должна быть законтрена и опломбирована.

2. Закрыть подвижную часть фонаря на замки.
3. Взяться рукой за рукоятку и энергичным рывком вытянуть ее на себя. При этом после обрыва контровки и выбора свободного хода (примерно 45 мм) рукоятки соединенный с ней трос вытянется и откроет шариковый замок пружинного механизма. В результате освобожденная пружина механизма втянет шток и приведет в действие механизм аварийного сбрасывания фонаря.

Механизм должен сработать четко и без задержек.

4. Убедиться в том, что все три замка фонаря открыты.
5. Взвести пружинный механизм, для чего:

а) надеть на обе цапфы штока пружинного механизма коуши специального троса и пропустить петлю этого троса через специальный для нее вырез в подфонарной панели;



завлечением от шторки.

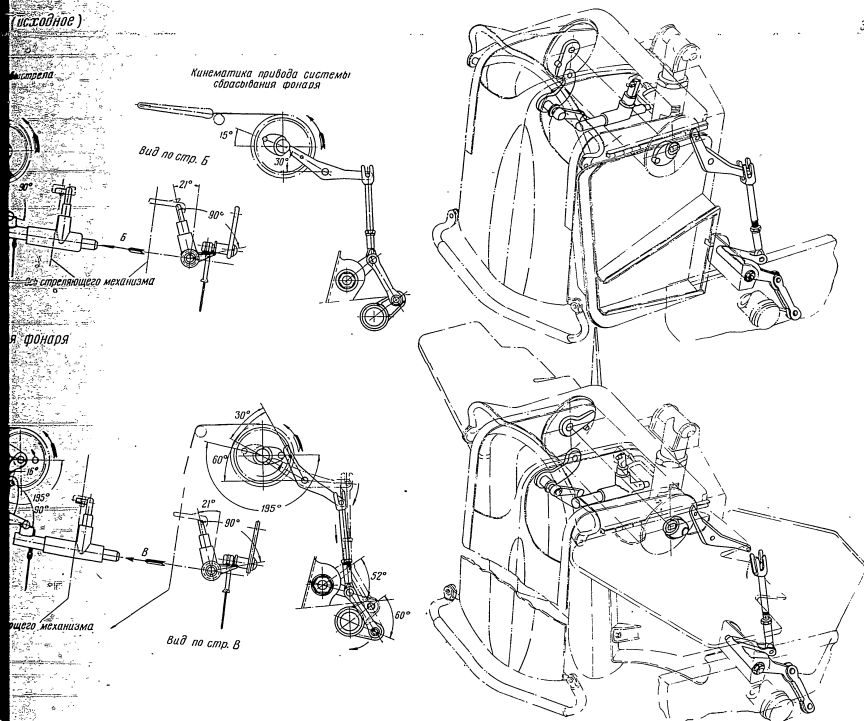
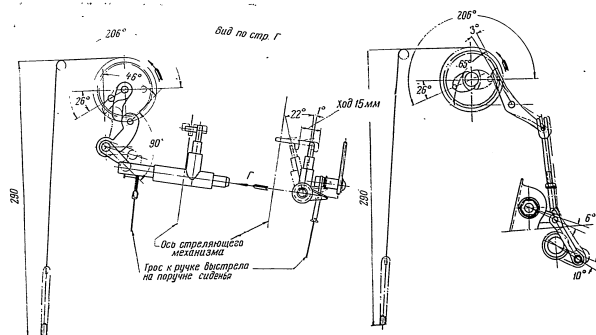
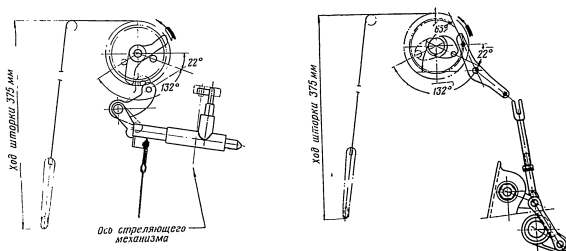


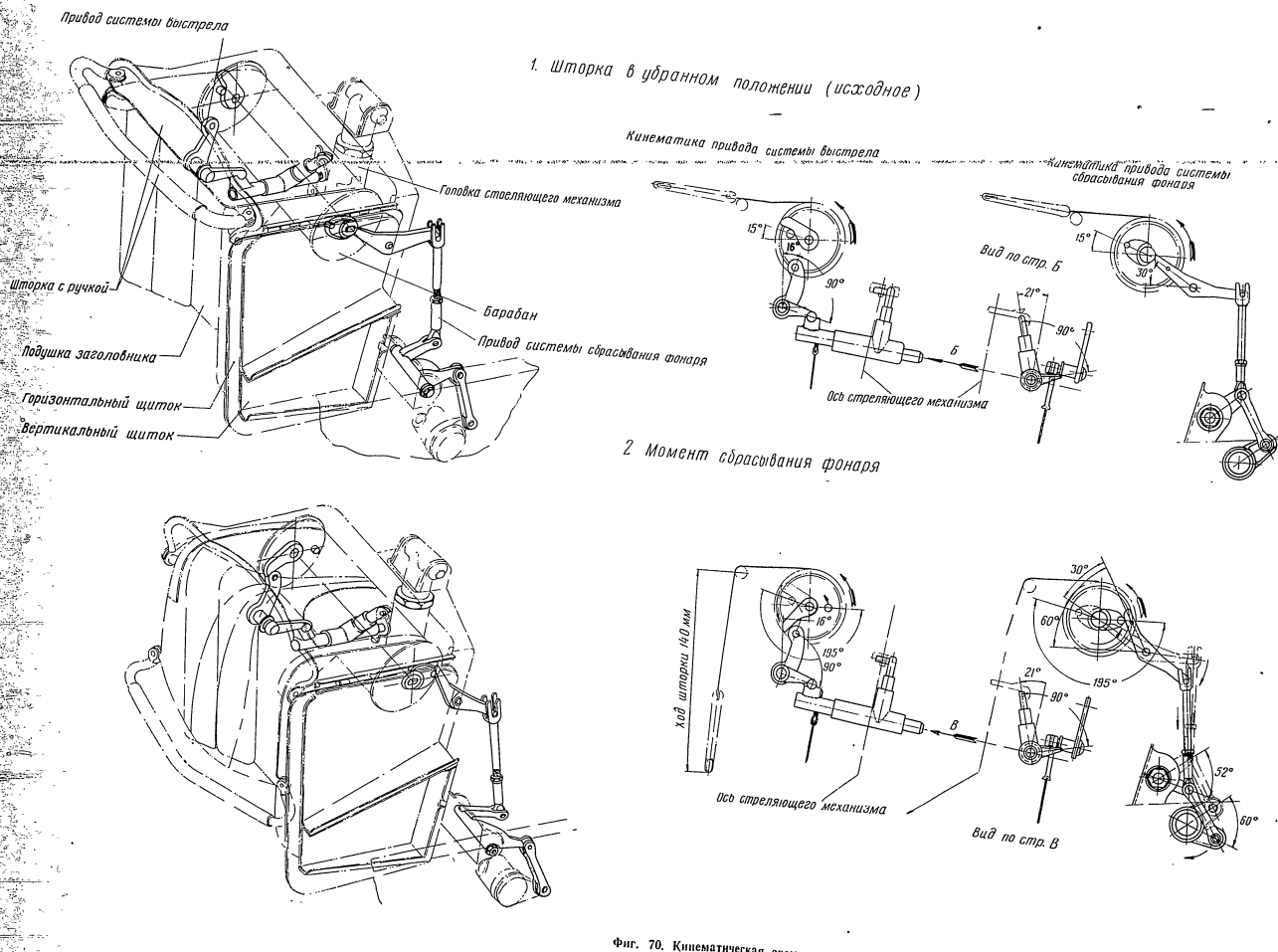
Схема аварийного сбрасывания фонаря кабины и производства выстрела катапультируемого сиденья летчика с управлением от шторки.

3 Момент выстрела

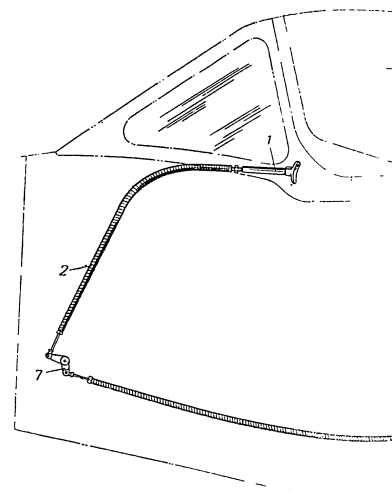


4 Шторка вытянута до отказа (Начало движения сиденья)





Фиг. 70. Кинематическая схема аварийного сбрасывания фонаря кабины и производства выстрела катапультируемого сиденья летчика с упр



Фиг. 71. Автономный привод системы

1—рукоятка приведения в действие автономной системы; 2—пружина; 3—пружина; 4—тяжки; 5—пружинный механизм; 6—пружина; 7—пружина.

б) вытянуть энергичным и сильным рывком шток механизма вверх, взявшись для этого за петлю троса рукой в перчатке. Возникающий при этом шток в механизме является доказательством закрытия шарикового замка;

в) снять специальный трос с коушами с цапф штока механизма;

г) проверить положение запирающегося плунжера пружинного механизма, введя для этого в контрольное отверстие шуп диаметром 3 мм. При входе шупа на глубину не более чем на 3 мм он должен упереться в винт плунжера. Нижняя плоскость головки болта, удерживающая пружину замка, должна просматриваться через контрольное отверстие (см. узел А, фиг. 71).

6. Вставить ручку, открывающую шариковый замок пружинного механизма, в трубку.

7. Закрепить фонарь на замки.

8. Проверить вторично аварийное сбрасывание фонаря, повторив операции, изложенные в пп. 3 и 4, затем взвести пружинный механизм, как указано в пп. 5 и 6, законтрить ручку проволокой толщиной 0,5 мм и опломбировать ее.

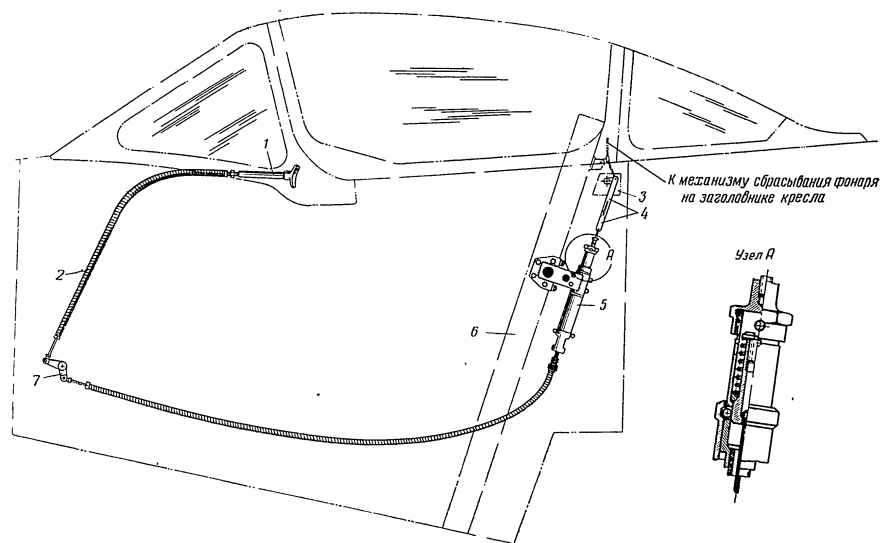
Примечания. 1. Усилие на ручке при приведении в действие автономной системы аварийного открытия замков фонаря не должно превышать 25—35 кг.

2. Ручка, открывающая шариковый замок пружинного механизма, имеет свободный ход 45 мм.

3. Не допускать излишней затяжки тросовой проводки системы.

4. При регулировании тандером обеспечить качалку рамы № 4) свободный ход в ее заднем положении в пределах 5—7 мм.

9. Просмотреть после проверки сбрасывания фонаря крепления втулки рукоятки и пружинного механизма.



Фиг. 71. Автономный привод системы аварийного сбрасывания фонаря кабины.

1—рукоятка приведения в действие автономной системы аварийного сбрасывания фонаря; 2—трос в боуденовской оболочке; 3—колонка; 4—тяжки; 5—пружинный механизм; 6—левый направляющий рельс сиденья; 7—качалка.

б) вытянуть энергичным и сильным рывком шток механизма вверх, взявшись для этого за петлю троса рукой в перчатке. Возникающий при этом щелчок в механизме является доказательством закрытия шарикового замка;

в) снять специальный трос с коушами с цапф штока механизма;

г) проверить положение запирающегося плунжера пружинного механизма, введя для этого в контрольное отверстие шуп диаметром 3 мм. При входе шупа на глубину не более чем на 3 мм он должен упереться в винт плунжера. Нижняя плоскость головки болта, удерживающая пружину замка, должна просматриваться через контрольное отверстие (см. узел А, фиг. 71).

6. Вставить ручку, открывающую шариковый замок пружинного механизма, в трубку.

7. Закрыть фонарь на замки.

8. Проверить вторично аварийное сбрасывание фонаря, повторив операции, изложенные в пп. 3 и 4, затем взвести пружинный механизм, как указано в пп. 5 и 6, законтрить ручку проволокой толщиной 0,5 мм и опломбировать ее.

Примечания. 1. Усилие на ручке при приведении в действие автономной системы аварийного открытия замка фонаря не должно превышать 25—35 кг.

2. Ручка, открывающая шариковый замок пружинного механизма, имеет свободный ход 45 мм.

3. Не допускать излишней затяжки тросовой проводки системы.

4. При регулировании тандером обеспечить качалке (у рамы № 4) свободный ход в ее заднем положении в пределах 5—7 мм.

9. Просмотреть после проверки сбрасывания фонаря крепления втулки рукоятки и пружинного ме-

ханизма, контровку всех болтовых соединений и смазать шток и тяги механизма смазкой ЦИАТИМ-201.

в) Снятие фонаря кабины на земле (фиг. 72)

Для снятия фонаря с самолета на земле:

1) отсоединить от предохранительной шпильки трос, блокирующий фонарь с предохранителем выстрела;

2) закрыть фонарь;

3) при помощи специального ключа ($S=14$ мм) открыть замки аварийного сбрасывания и снять фонарь. Ключ надевается на шестигранную головку валика передаточной качалки, расположенной под подфонарной панелью у левого рельса сиденья.

Г. Осмотр и проверка механизмов привязных ремней и захватов ног летчика

а) Проверка механизмов привязных ремней и захватов ног летчика

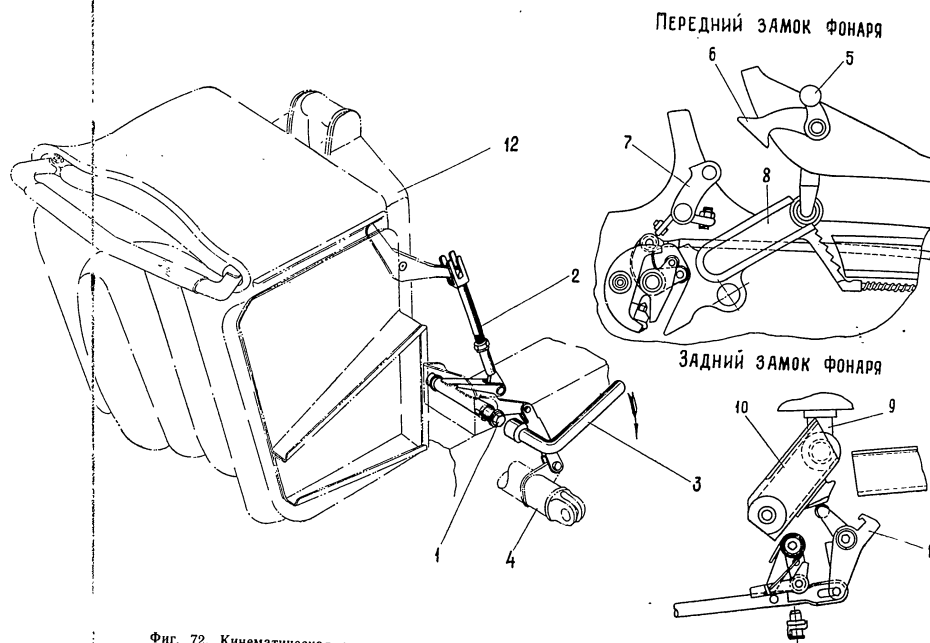
Привязные ремни и захваты ног летчика проверять вне кабины, самолета на снятом с самолета сиденье. Для снятия сиденья с самолета:

1) открыть специальным ключом замки аварийного сбрасывания, отсоединить трос блокировки и снять фонарь;

2) снять щиток защиты головки пиромеханизма;

3) вывести из зацепления с головкой пиромеханизма рычаг выстрела на заголовнике, отключив этим головку пиромеханизма от сиденья;

4) вынуть предохранительную наземную шпильку стреляющего механизма, затем отвернуть болт и



Фиг. 72. Кинематическая схема открытия замка при снятии фонаря кабины на земле.
1—шестигранная головка валика передаточной качалки, расположенной на подфонарной панели у левого рельса сиденья; 2—тяги; 3—специальный ключ для открытия замков фонаря; 4—колонка на шпангоуте № 9; 5—ручка, открывающая

замок; 6—крючок замка; 7—серьга замка; 8—откидной рельс; 9—задняя каретка фонаря; 10—откидной рельс; 11—крючок; 12—сиденье летчика.

снять защитную плитку пироголовки. После снятия защитной плитки установить предохранительную шпильку стреляющего механизма на место (в отверстие в корпусе головки стреляющего механизма);
5) отцепить карабин фала автомата АД-3 от места крепления его на перегородке;
6) стянуть шитки — стабилизаторы сиденья ключом (скобой) во избежание их открытия на снятом сиденье;
7) вынуть болт, соединяющий сиденье со стреляющим механизмом, затем, выдвигая сиденье по направляющим, снять его с самолета и положить вверх чашкой.

После снятия сиденья проверить действие замков привязных ремней и захватов ног следующим образом:

- 1) ввести автомат АД-3 и законтировать его гибкой шпилькой;
- 2) ввести и поставить на шпильку средний плунжер пружинного механизма (фиг. 73);
- 3) ввести и поставить на шпильку боковые плунжеры;
- 4) вставить в корпус средний плунжер, связанный с автоматом АД-3.

При установке плунжеров по пп. 3 и 4 они должны быть полностью утоплены в корпус механизма заподлицо со стенкой;

- 5) вынуть шпильки, фиксирующие положение плунжеров механизма;

Примечание. Порядок зарядки пружинного механизма указан на трафарете, установленном на чашке сиденья.

- 6) закрыть захваты ног (фиг. 74), нажав для этого на подпятники подножек. Закрыть замок привязных ремней, расправить ремни и натянуть их руками так, чтобы замок занял рабочее положение. Если ремни будут положены, замок не откроется;
- 7) выдернуть гибкую шпильку автомата АД-3 и убедиться в том, что захваты ног и замок привязных ремней при этом открываются четко и без задержки. Проверку открытия захватов ног и замка ремней произвести дважды;

Примечание. Для открытия случайно закрытых захватов ног сдвинуть назад выходящие через окна на внутренних стенках подножек валики замков захватов.

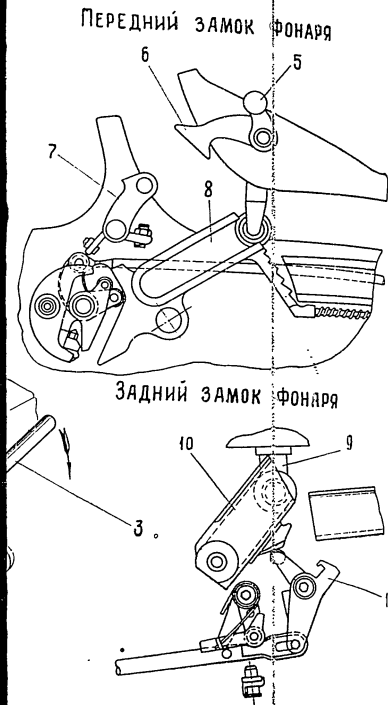
- 8) вернуть после проверки автомата АД-3, пружинного механизма, замка привязных ремней и захватов ног все механизмы в рабочее состояние, проделав для этого операции, указанные в пп. 1—5;
- 9) законтировать гибкую шпильку автомата АД-3 по инструкции, приложенной к автомату;
- 10) повернуть сиденье в нормальное положение и установить на подставку или верстак;
- 11) проверить работу жидкостных демпферов под-

Выдвижение плунжера раскрытия
затяжки ремней летчика

Выдвижение плунжеров отпирания
захватов на подножках сиденья

Выдвижение стержня при
срабатывании автомата АД-3

Исходное положение



и фонаря кабины на земле.
 7—серьга замка; 8—откидной
 10—откидной рельс; 11—
 12—сиденье летчика.

шпильки, фиксирующие положение
 механизма;

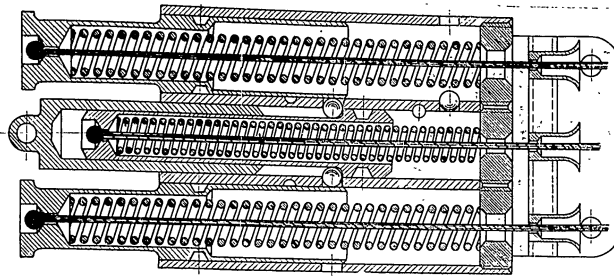
Порядок зарядки пружинного меха-
 на на трафарете, установленном на чашке си-

захваты ног (фиг. 74), нажав для это-
 гнижки подножек. Закрыть замок привяз-
 расправить ремни и натянуть их рука-
 замок занял рабочее положение. Если
 положены, замок не откроется;
 гибкую шпильку автомата АД-3 и
 том, что захваты ног и замок привяз-
 при этом открываются четко и без за-
 верку открытия захватов ног и замка
 звести дважды;

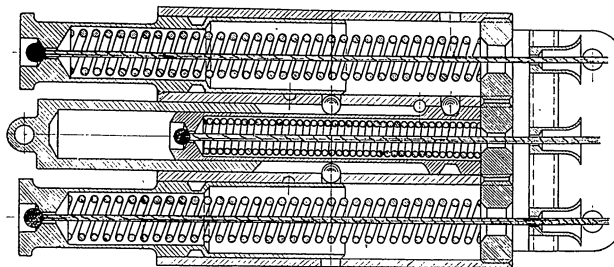
Для открытия случайно закрытых за-
 двину назад выходящие через окна на внут-
 подножек валики замков захватов.

после проверки автомата АД-3, пру-
 анизма, замка привязных ремней и за-
 механизмы в рабочее состояние, про-
 го операции, указанные в пп. 1—5;
 гибкую шпильку автомата АД-3 по-
 приложенной к автомату;
 сиденье в нормальное положение и
 а подставку или верстак;
 работу жидкостных демпферов под-

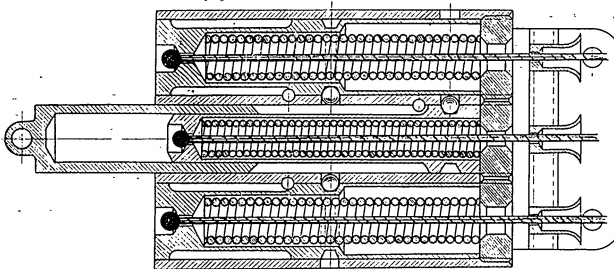
Водвигание плунжера раскрытия
 замка ремней летчика



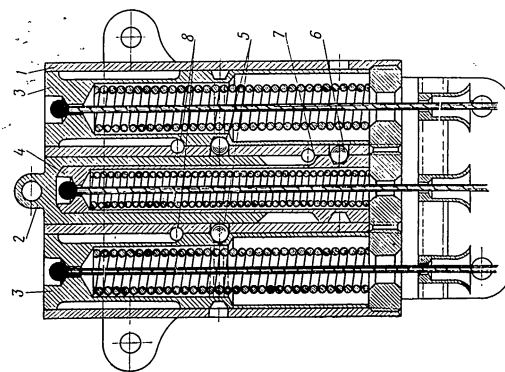
Водвигание плунжера отсоединения
 захватов на подножках сиденья



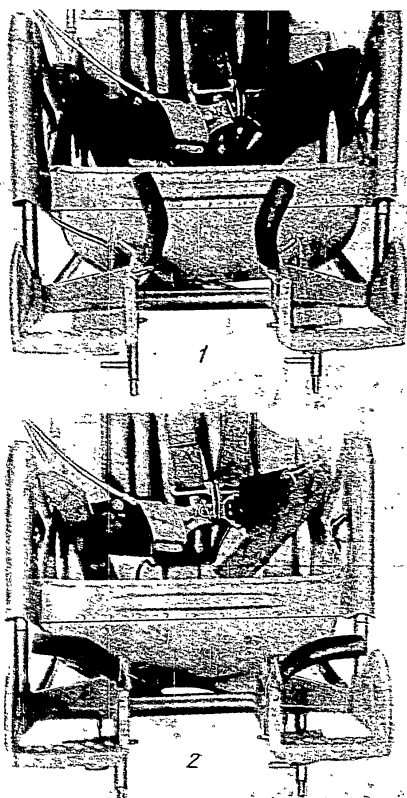
Водвигание стакана при
 срабатывании автомата АД-3



Исходное положение



Фиг. 73. Схема действия пружинного механизма захватов ног и замка привязных ремней.
 1—корпус; 2—стакан; 3 и 4—плунжеры; 5 и 6—шарик стопорения плунжеров; 7 и 8—отверстия для шомполов
 стопорения плунжеров.



Фиг. 74. Открытое и закрытое положение захватов ленточки на подножках сиденья (вид спереди).
1—захваты ног открыты; 2—захваты ног закрыты.

ножек. Опускание подножек под нажимом руки должно происходить легко и быстро, при этом сопротивление движению со стороны обоих демпферов должно быть одинаковым. Для подъема подножек необходимо приложить значительное усилие от руки и в течение первых 2/3 хода подъем их происходит очень медленно (фиг. 75);

12) поднять подножки перед установкой сиденья на самолет до отказа вверх, прижав их к чашке;

13) установить сиденье на самолет, произведя для этого операции, описанные при его снятии, в обратной последовательности;

Примечание. При установке сиденья во избежание повреждения вилки стреляющего механизма необходимо:

а) перед установкой сиденья головку стреляющего механизма развернуть на 180° относительно его рабочего положения;

б) после опускания сиденья до уровня, при котором ось рычага выстрела будет ниже плоскости вилки с чекой, а втулка верхнего кронштейна еще не вошла в ушки скобы загсловника, развернуть головку стреляющего механизма в рабочее положение;

в) при снятии сиденья изложенные операции выполняют в обратной последовательности.

14) стянуть скобой щитки-стабилизаторы, если при снятии стягивающей скобы после установки сиденья на самолет они разойдутся, а затем несколько вывернуть винты, служащие ограничителями, упирающимися в рельсы.

б) Осмотр и уход за пружинным механизмом открытия захватов ног и замком привязных ремней

Для осмотра пружинного механизма и ухода за ним:

1) отвернуть четыре болта крепления механизма к чашке сиденья (фиг. 76);

2) повернуть механизм на 90° и отвернуть четыре винта крепления его корпуса к кронштейну;

3) отвернуть упорные гайки плунжеров с пружинами;

4) снять корпус с плунжеров;

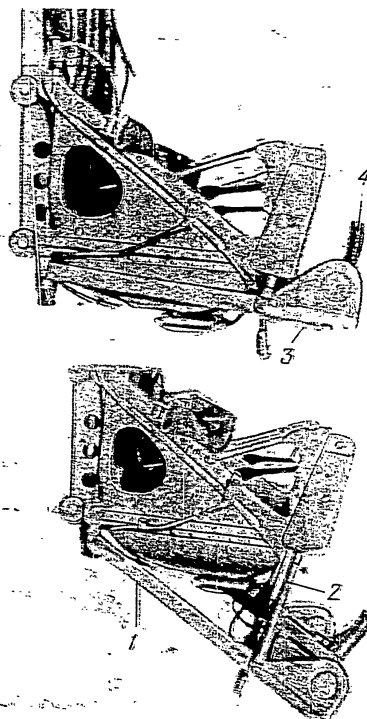
5) протереть и просмотреть плунжеры и пружины, затем промыть их в чистом бензине;

6) прочистить и просмотреть корпус, затем промыть его в бензине;

7) смазать после осмотра корпус и плунжеры смазкой ШИАТИМ-201;

8) собрать механизм и установить его на чашку сиденья;

9) проверить действие механизма, как это указано в предыдущем подразделе.



Фиг. 75. Открытое и закрытое положение подножек сиденья (вид сбоку).
1—подножка; 2—демпферы; 3—педаль; 4—захваты.

в) Осмотр и уход за пружинным механизмом открытия захватов ног и замком привязных ремней

Для осмотра каждого демпфера за ним:

1) снять верхний стыковочный элемент сиденья и этим освободить демпфер;

2) опустить подножку из кожуха;

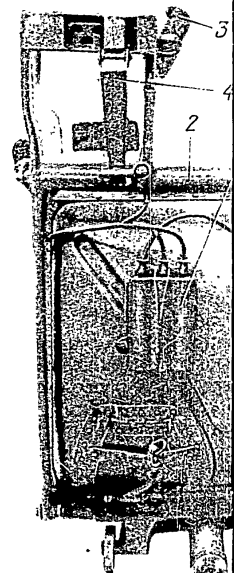
3) осмотреть демпфер с целью проверки его гаска, пружины;

4) промыть шарнирные соединения чистым бензином и смазать их;

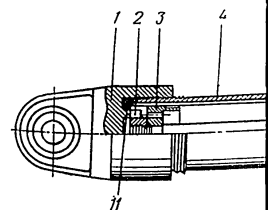
5) вынуть шток демпфера и проверить, нет ли на нем повреждений;

6) закрепить демпфер в его действии под нагрузкой подножки.

Подножка под нагрузкой 1—3 сек. опуститься вниз и в 40 кг должна за 5—10 сек.



Фиг. 76. Сиденье летчика. 1—пружинный механизм открытия захватов ног; 2—подножка.



1—крышка; 2—гайка;

ннуть скобой шитки-стабилизаторы, если они стягивающей скобы после установки на самолет они разойдутся, а затем перевернуть винты, служащие ограничителями в рельсы.

Осмотр и уход за пружинным механизмом открытия захватов ног в замке привязных ремней

Осмотр пружинного механизма и ухода за

ннуть четыре болта крепления механизма сиденья (фиг. 76);

ннуть механизм на 90° и отсоединить четыре крепления его корпуса к кронштейну;

ннуть упорные гайки плунжеров с пружи-

корпус с плунжеров;

рость и просмотреть плунжеры и пружины;

ромывать их в чистом бензине;

стить и просмотреть корпус, затем про-

бензине;

ть после осмотра корпус и плунжеры

ИТИМ-201;

ннуть механизм и установить его на чашку

ннуть действие механизма, как это указа-

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

ннуть подраздел.

в) Осмотр и уход за демпфером подножек сиденья

Для осмотра каждого демпфера подножек и ухода за ним:

1) снять верхний стыковочный болт на подлокотнике сиденья и этим освободить шток демпфера;

2) опустить подножку вниз и вывести демпфер из кожуха;

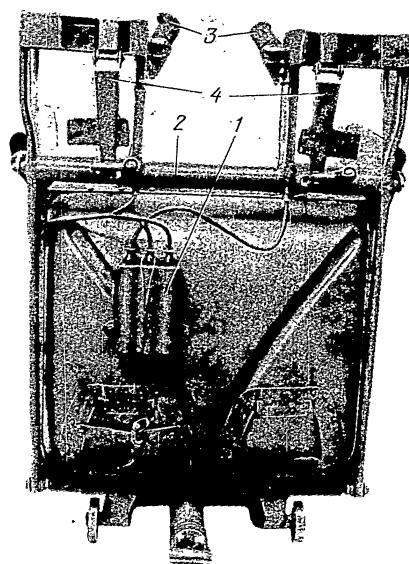
3) осмотреть демпфер снаружи (фиг. 77), осмотреть контрошку его гаек, пломбы и опайку;

4) промыть шарнирные соединения демпфера в чистом бензине и смазать их смазкой ЦИАТИМ-201;

5) вынуть шток демпфера и проверить, не изношен ли он, нет ли на нем забоин;

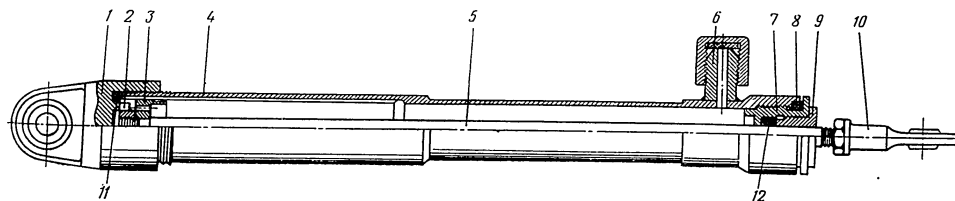
6) закрепить демпфер на сиденье и проверить его действие под нагрузкой, приложенной к трубе подножки.

Подножка под нагрузкой в 5 кг должна за 1-3 сек. опуститься вниз и при приложении усилия в 40 кг должна за 5-10 сек. подняться вверх;



Фиг. 76. Сиденье летчика (вид снизу).

1 - пружинный механизм открытия захватов ног и замка привязных ремней; 2 - подножка; 3 - захваты ног; 4 - педали.



Фиг. 77. Конструкция демпфера подножек сиденья летчика.

1 - крышка; 2 - гайка; 3 - поршень; 4 - корпус; 5 - шток; 6 - штуцер, закрытый заглушкой; 7 - пробка; 8, 11 и 12 - уплотнительные кольца; 9 - гайка; 10 - ухо.

7) дозарядить демпферы гидросмесью, если время опускания и подъема подножек под нагрузкой не соответствует указанным в п. 6 пределам.

Отклонение от этих пределов указывает на частичную потерю гидросмеси через верхний сальник демпфера.

Дозарядку демпфера гидросмесью производить следующим образом:

а) снять демпфер с сиденья;

б) полностью сжать демпфер;

в) отвернуть заглушку со штуцера и полностью заполнить демпфер смесью АМГ-10, после чего слить из него 1,5 см³ смеси, затем завернуть заглушку и законтировать ее;

8) установить демпфер на сиденье и проверить его действие, как это указано в п. 6.

Д. Проверка стреляющего механизма и его предохранителей (фиг. 78)

Для проверки действия спускового механизма:

1. Установить наземную предохранительную шпильку в головку стреляющего механизма.

2. Снять фонарь кабины, отстегнув предварительный трос блокировки фонаря.

3. Отключить головку стреляющего механизма от сиденья.

4. Вынуть болт крепления заголовника сиденья к стреляющему механизму и поднять сиденье пастолью, чтобы направляющие бобышки вышли из рельсов, затем подложить под бобышки деревянный брусок.

5. Отпустить контргайку и отвернуть головку стреляющего механизма.

6. Вынуть пиропатрон из головки стреляющего механизма, если последний был заряжен, для чего нажать на насечку крючка, удерживающего патрон за закраину его доннышка.

7. Вставить в головку стреляющего механизма капсюлированную шайбу так, чтобы направляющие штыри головки вошли в соответствующие отверстия на доннышке патрона, а крючок закрепил патрон за закраину доннышка.

8. Завернуть головку стреляющего механизма до отказа. Проверить, виден ли через щель в головке бортик доннышка патрона, и затем законтировать головку контргайкой.

Примечание. Перед завертыванием головки стреляющего механизма следует убедиться в том, что стрелки на ее корпусе и на корпусе боевой пружины совпадают.

В противном случае при несовпадении этих стрелок спусковой механизм будет работать с перекосом и возможны отказы механизма.

9. Вынуть деревянный брусок из-под бобышек сиденья и опустить сиденье. Соединить заголовник с

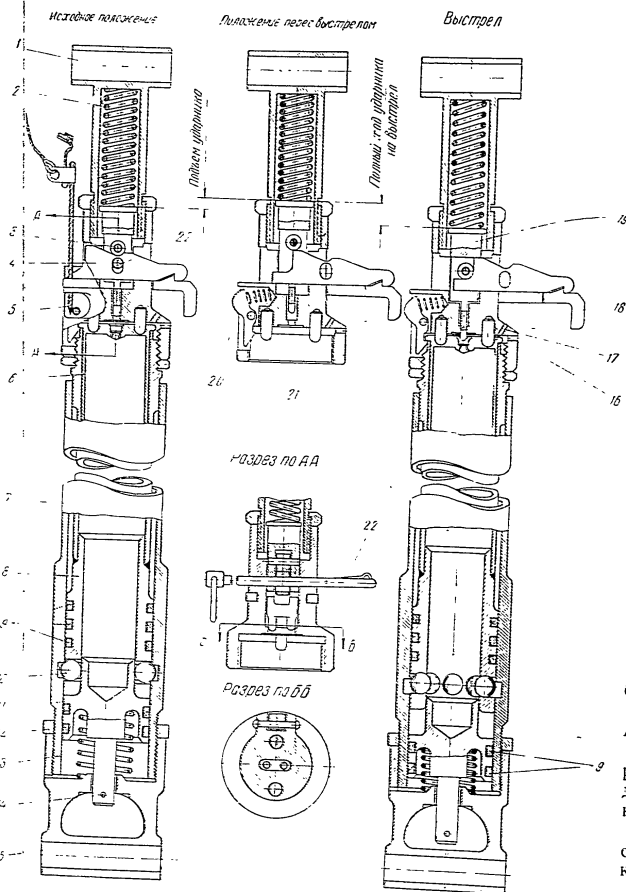
головкой стреляющего механизма болтом, обратив внимание при этом на то, чтобы рычаг сбрасывания фонаря своим штырем попал в вилку тяги, сбрасывающую фонарь.

10. Соединить спусковой рычаг со стреляющим механизмом.

11. Вынуть из головки стреляющего механизма наземную предохранительную шпильку и гибкую шпильку блокировки механизма с фонарем кабины.

12. Вытянуть до отказа шторку защиты лица и убедиться в том, что при этом замки фонаря открылись, а спусковой механизм сработал. После «выстрела» клиновидная чека и вилка головки стреляющего механизма должны упасть на пол кабины.

Примечания. 1. Усилие при вытягивании шторки не должно превышать 22-23 кг.



Фиг. 78. Стреляющий механизм катапультируемого сиденья.

1—верхняя опора; 2—пружина ударника; 3—ролик ударника; 4—чека; 5—мягкая шпилька; 6—пиропатрон; 7—внешняя труба; 8—внутренняя труба; 9—уплотняющие кольца; 10—шарики замка; 11—поршень замка; 12—контрольная гайка; 13—пружина замка; 14—штифт поршня замка; 15—нижняя опора; 16—отверстие для проверки зазора между пиропатроном и головкой стреляющего механизма; 17—отверстие для проверки наличия пиропатрона; 18—вилка для выдергивания чеки; 19—ударник с двумя бойками; 20—собачка; 21—фиксаторы пиропатрона; 22—наземный стопор.

2. Спуск механизма выстрела должен происходить на 290 ± 30 мм хода шторки. (Общий ход шторки 375 ± 20 мм).

13. Разрядить стреляющий механизм, произведя операции, указанные в пп. 1—6, и проверить, что оба капсюля разбиты и накол их правильный.

Примечания. 1. В случае несрабатывания хотя бы одного капсюля проверку стреляющего механизма следует повторить.

2. Если при повторной проверке капсюль не сработал, головку стреляющего механизма снять, устранить неисправность и вновь провести испытания.

14. Проверить действие спускового механизма от каждого рычага выстрела на левом и правом поручнях сиденья и от шторки трехкратным отстрелом капсюлированных шайб.

15. Зарядить после проверки стреляющий механизм боевым пиропатроном.

Завернуть головку стреляющего механизма на трубку и законтрить ее контргайкой.

При закручивании головки стреляющего механизма спусковой крючок обязательно должен быть зажат на выстрел наземной предохранительной шпилькой.

Примечание. Перед установкой патрона головку необходимо взвести, для чего установить вилку в пазы головки и вставить клиновидную чеку так, чтобы крючок ее зашел за зуб на вилке.

16. Повернуть головку стреляющего механизма с поршнем в такое положение, чтобы ее спусковой крючок был направлен вправо по полету, наземная предохранительная шпилька при этом была направлена против направления полета.

17. Вставить гибкую шпильку блокировки фонаря кабины и законтрить ее вязальной проволокой толщиной 0,5 мм.

18. Опустить сиденье и закрепить головку стреляющего механизма с сиденьем.

19. Проверить, вошел ли рычаг сбрасывания фонаря на заголовник в вилку тяги аварийного сбрасывания фонаря.

20. Установить фонарь.

21. Присоединить к фонарю трос блокировки.

22. Присоединить фал автомата АД-3.

23. Законтрить рукоятку шторки и рычага выстрела на поручнях сиденья вязальной проволокой толщиной 0,5 мм.

24. Снять скобу-приспособление, стягивающую стабилизирующие штыри заголовника.

Примечание. Если после снятия скобы рукоятки сиденья сильно разойдутся, снять штыри снова и несколько вывернуть болты их упоров.

25. Законтрить рычаги выстрела на поручнях сиденья наземными стопорными шпильками.

Е. Способы катапультирования

Катапультирование сиденья летчика можно производить следующими способами: — с помощью шторки, натянутой с помощью рычагов выстрела на поручнях сиденья, с предварительным сбрасыванием бины от автономной системы аварийного спасения; — с помощью шторки или рычага выстрела на поручнях сиденья при закрытом фонаре с предварительным вытягиванием крючком (ручкой) шпильки головки стреляющего механизма.

Во всех случаях летчик перед катапультированием должен принять положение готовности, как указано в инструкции летчику по эксплуатации катапультирования самолета.

а) Катапультирование сиденья летчика с помощью шторки

Для катапультирования сиденья с помощью шторки летчик после принятия необходимого положения должен энергично руками натянуть шторку на лицо.

б) Катапультирование сиденья летчика с помощью рычагов выстрела на его поручнях

В случае невозможности катапультирования с помощью шторки катапультирование производится от рычагов на поручнях сиденья следующим образом:

1) сбросить с помощью автономной системы фонарь кабины, для чего энергично нажать ручку аварийного сбрасывания на себя; 2) нажать после принятия необходимого положения на рычаг выстрела на правом или левом поручне или на оба сразу.

в) Катапультирование сиденья при закрытом фонаре

В случае невозможности сбрасывания сиденья летчиком решения катапультирования при закрытом фонаре:

1) снять с помощью крючка (ручки) наземную контрольную головку стреляющего механизма для чего энергично потянуть за крючок и контрольную гибкую шпильку (см. фиг. 69); 2) принять положение готовности для катапультирования при закрытом фонаре, затем шторку или нажать рычаги выстрела на поручнях сиденья.

Механизм выстрела должен проходить на шторке. (Общий ток шторки 375 ± 20 мА). Разрядить стреляющий механизм, произведя выстрелы в пп. 1—6 и проверить, что механизм работает и накол из правильных. В случае неустраивания хотя бы одного выстрела проверку стреляющего механизма следует повторить.

Если при повторной проверке капсюль не сработал, стреляющего механизма снять, устранить неисправность и вновь провести испытания.

Проверить действие спускового механизма от рычага выстрела на левом и правом поручнях и от шторки трехкратным отстрелом пиропатронами шайб.

Законтрить после проверки стреляющий механизм пиропатроном.

Завернуть головку стреляющего механизма на трубку и законтрить ее контргайкой.

При закручивании головки стреляющего механизма спусковой крючок обязательно должен быть законтрен наземной предохранительной шпилькой.

Примечание. Перед установкой патрона головку необходимо взвести, для чего установить вилку в пазы головки и вставить клиновидную чечку так, чтобы крючок ее зашел за зуб вилки.

16. Повернуть головку стреляющего механизма с поршнем в такое положение, чтобы ее спусковой крючок был направлен вправо по полету, а наземная предохранительная шпилька при этом была направлена против направления полета.

17. Вставить гибкую шпильку блокировки фонаря кабины и законтрить ее вязальной проволокой толщиной 0,5 мм.

18. Опустить сиденье и закрепить головку стреляющего механизма с сиденьем.

19. Проверить, вошел ли рычаг сбрасывания фонаря на заголовнике в вилку тяги аварийного сбрасывания фонаря.

20. Установить фонарь.

21. Присоединить к фонарю трос блокировки.

22. Присоединить фал автомата АД-3.

23. Законтрить рукоятку шторки и рычага выстрела на поручнях сиденья вязальной проволокой толщиной 0,5 мм.

24. Снять скобу-приспособление, стягивающую стабилизирующие щитки заголовника.

руемого сиденья.

твердые для проверки зазора между пиропатронкой стреляющего механизма; 17—отверстие для вилки пиропатрона; 18—вилка для выдергивания патрона с двумя бойками; 20—сбачка; 21—фиксатор пиропатрона; 22—наземный стопор.

Примечание. Если после снятия скобы стабилизирующие щитки сиденья сильно разойдутся, необходимо стянуть щитки снова и несколько вывернуть болты, служащие их упорами.

25. Законтрить рычаги выстрела на поручнях сиденья наземными стопорными шпильками.

Е. Способы катапультирования сиденья

Катапультирование сиденья летчика со шторкой можно производить следующими способами:

— с помощью шторки, натягиванием ее на лицо;

— с помощью рычагов выстрела на поручнях сиденья, с предварительным сбрасыванием фонаря кабины от автономной системы аварийного сбрасывания;

— с помощью шторки или рычага выстрела на поручнях сиденья при закрытом фонаре, с предварительным вытягиванием крючком (ручкой) контровой шпильки головки стреляющего механизма.

Во всех случаях летчик перед катапультированием должен принять положение изготовления, как это указано в инструкции летчику по эксплуатации и технике пилотирования самолета.

а) Катапультирование сиденья летчика с помощью шторки

Для катапультирования сиденья с помощью шторки летчик после принятия необходимого при катапультировании положения должен энергично двумя руками натянуть шторку на лицо.

б) Катапультирование сиденья летчика с помощью рычагов на его поручнях

В случае невозможности катапультирования сиденья с помощью шторки катапультирование производится от рычагов на поручнях сиденья следующим образом:

1) сбросить с помощью автономной аварийной системы фонарь кабины, для чего энергично вытянуть ручку аварийного сбрасывания на себя;

2) нажать после принятия необходимого при катапультировании положения на рычаг выстрела на правом или левом поручне или на оба сразу.

в) Катапультирование сиденья при закрытом фонаре

В случае невозможности сбрасывания фонаря и принятия летчиком решения катапультироваться при закрытом фонаре:

1) снять с помощью крючка (ручки) на заголовнике контровку головки стреляющего механизма, для чего энергично потянуть за крючок и вытянуть контровую гибкую шпильку (см. фиг. 69);

2) принять положение изготовления для катапультирования при закрытом фонаре, затем вытянуть шторку или нажать рычаги выстрела на поручнях.

8. ЭКСПЛУАТАЦИЯ ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ФОНАря КАБИНЫ

Спиртовая противообледенительная система предназначена для предупреждения образования и для удаления ледяной пленки на внешней поверхности остекления фонаря кабины (особенно интенсивно пленка образуется в зоне козырька).

Бачок противообледенительной системы на самолетах расположен в переднем коке фюзеляжа слева перед шпангоутом № 1 (фиг. 79 и 80).

А. Подготовка и проверка системы

Для подготовки системы:

1. Открыть крышку лючка заливной пробки бачка.

2. Проверить на коллекторе противообледенителя, нет ли закупоренных отверстий. Закупоренные отверстия прочищать мягкой проволокой диаметром 0,4 мм, не допуская при очистке разделки самих отверстий, имеющих диаметр 0,5 мм.

3. Продуть коллектор воздухом при пустом бачке, нажав для этого на 8—10 сек. электрокнопку 5К, установленную на левом пульте кабины впереди рычага управления двигателем.

4. Отвернуть пробку бачка и залить в него через воронку с сетчатым фильтром три литра этилового спирта (96°) ректификаката.

5. Вставить пробку в бачок, повернуть ее до упора, затянуть и запломбировать.

6. Поставить крышку лючка на место.

Для проверки системы на герметичность:

1. Отсоединить коллектор и заглушить конец трубки.

2. Дать в системе давление воздуха в 3 кг/см², включив для этого электроклапан ЭК-48 или кнопку 5К.

3. Осмотреть соединения, учитывая, что травления воздуха через них не допускается.

Б. Использование системы в полете

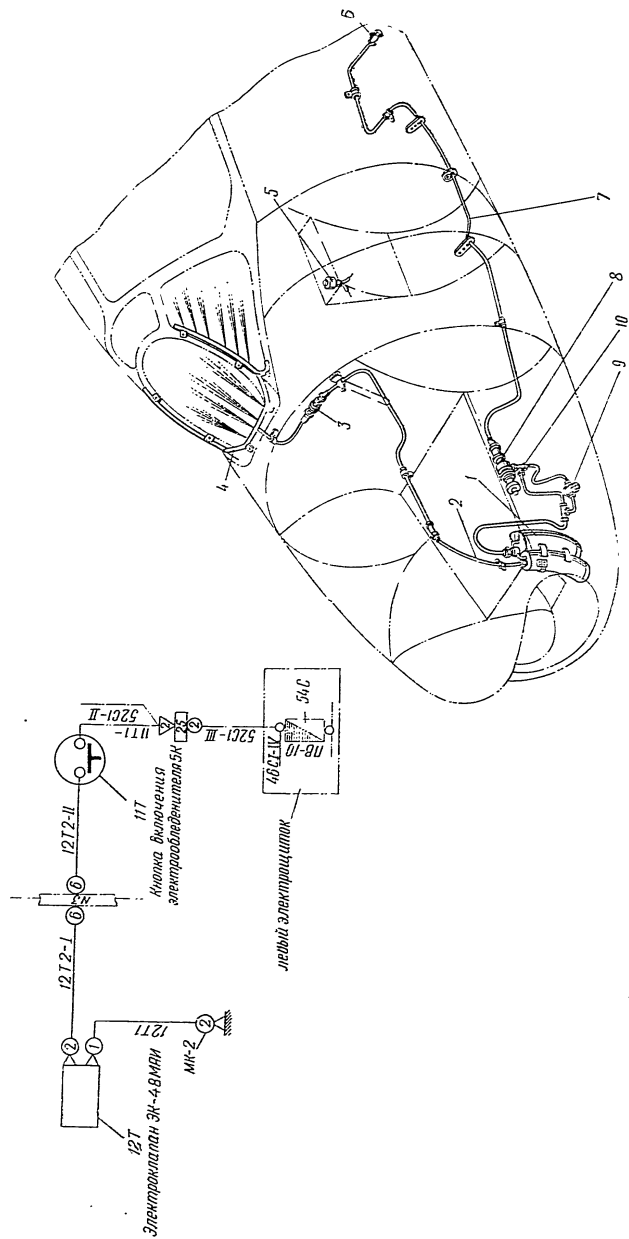
1. Проверить перед полетом подачу из системы спирта на козырек фонаря, для чего на 1—2 сек. нажать кнопку 5К. При этом стекла козырька должны смачиваться струйками спирта.

Примечания. 1. Проверку подачи спирта на стекла козырька производить при закрытом фонаре.

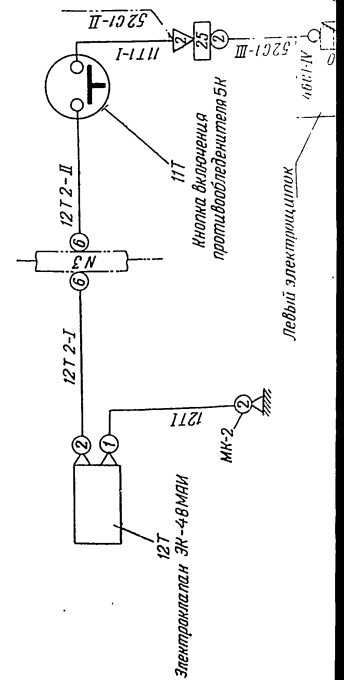
2. Струйки спирта, вытекающие из отверстий коллектора, должны быть направлены параллельно рамке стекол.

2. Нажать в полете при появлении признаков обледенения или при уже образовавшейся ледяной корке на внешней поверхности стекол фонаря на 2—3 сек. кнопку 5К. Под действием спирта ледяная корка начнет растворяться и, если через 18—20 сек. стекла козырька не очистятся, повторить подачу спирта в коллектор.

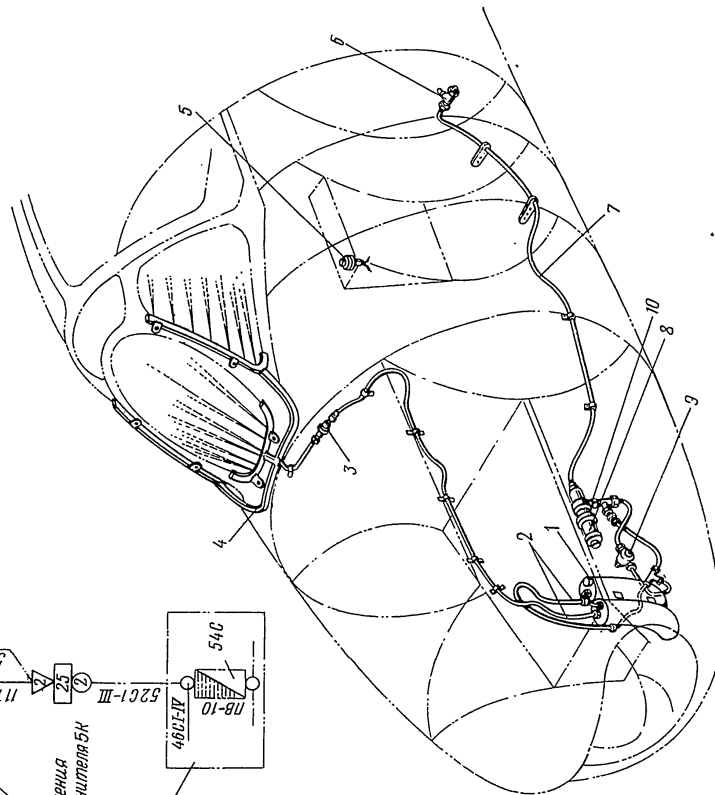
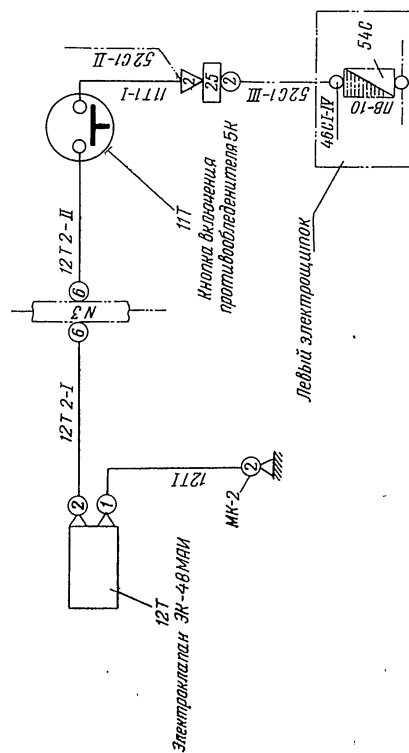
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запас спирта в бачке достаточен для 10—18-кратного смачивания стекол козырька при продолжительности каждой подачи не более 2—3 сек.



Фиг. 79. Схема противобледенительной системы фонари кабины (на самолетах до № 580625).
1--бачок; 2--трубка 8×6 мм; 3--обратный клапан; 4--коллектор; 5--кнопка (на левом пульте) включения системы; 6--трубка; 7--тройник; 8--электрореле ЭН-4В; 9--редуктор РВ-3; 10--тройник с обратным клапаном.



Фиг. 79. Схема противообледенительной системы фонаря кабины (на самолетах до № 580625).
 1—банок; 2—трубки 8×6 мм; 3—обратный клапан; 4—коллектор; 5—кнопка (на левом пульте) включения системы; 6—тройник; 7—трубка 6×4 мм; 8—электроклапан ЭК-48; 9—редуктор РВ-3; 10—тройник с обратным клапаном.



Фиг. 80. Схема противообледенительной системы фонаря кабины при улучшенном размещении станции РП-1 (на самолетах с № 580625).
 1—банок; 2—трубки 8×6 мм; 3—обратный клапан; 4—коллектор; 5—кнопка (на левом пульте) включения системы; 6—тройник; 7—трубка 6×4 мм; 8—электроклапан ЭК-48; 9—редуктор РВ-3; 10—тройник с обратным клапаном.

ГЛАВА XI

ЭКСПЛУАТАЦИЯ ВООРУЖЕНИЯ САМОЛЕТА

Самолет МиГ-17ПФ имеет артиллерийское и бомбардировочное вооружение (фиг. 81).

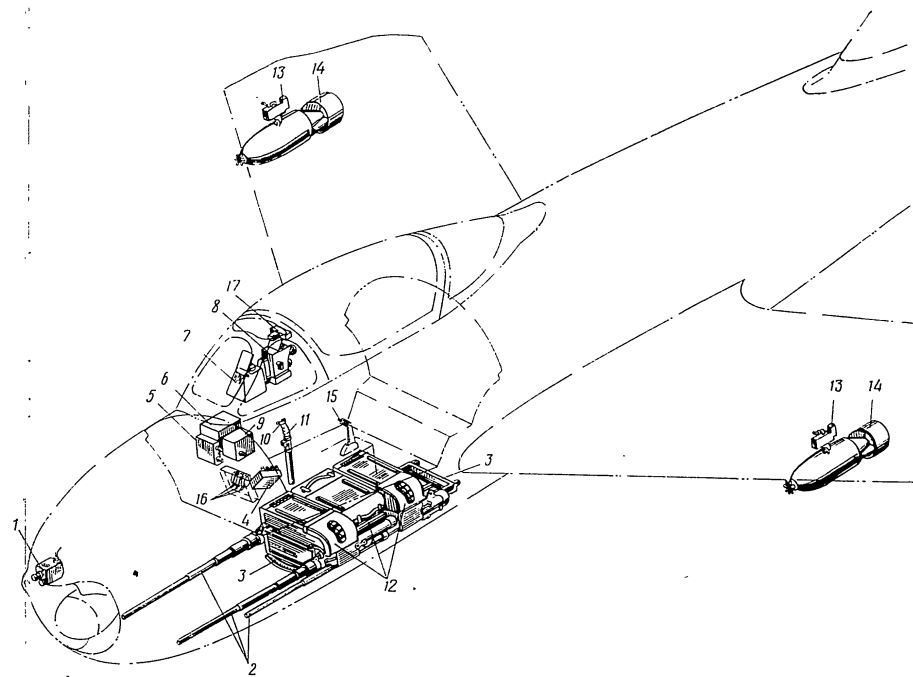
Артиллерийское вооружение самолета состоит из трех пушек НР-23 калибра 23 мм с боезапасом по 100 патронов на каждую пушку.

Пушки с патронными ящиками установлены на опускающемся лафете, обеспечивающем удобство их обслуживания.

Бомбардировочное вооружение самолета включает: 2 бомбодержателя Д4-50 с устройством для за-

крепления на них бомб, электрическую систему основного (тактического) управления бомбодержателями, аварийную систему управления бомбодержателями и управление двумя положениями взрывателей («Взрыв» и «Невзрыв»).

Периодические осмотры и проверки всей системы вооружения в целом и отдельных ее агрегатов производить в сроки, предусмотренные инструкцией по уходу и обслуживанию авиационного вооружения в частях ВВС.



Фиг. 81. Схема размещения артиллерийского и бомбардировочного вооружения на самолете МиГ-17ПФ.
1—фотопулемет С-13; 2—пушки НР-23; 3—лафет; 4—распределительная коробка прицела АСП-3НМ; 5—фильтр Ф-14А прицела АСП-3НМ; 6—автомат ввода высоты прицела АСП-3НМ; 7—блок № 8 радиолокационной станции РЛ-1; 8—прицельная головка прицела АСП-3НМ; 9—баррельный стабилизатор прицела АСП-3НМ; 10—кнопка управления огнем пушек; 11—ручка управления самолетом; 12—патронные ящики; 13—замки бомбодержателя Д4-50; 14—бомбы; 15—ручка управления реостатом прицельной головки прицела АСП-3НМ; 16—счетчики УСБ-1М патронов (на среднем щитке доски приборов); 17—фотокинопулемет ФКП-2.

1. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ
Артиллерийского вооружения

А. Снятие и установка агрегатов вооружения

а) Снятие с самолета пушек

Для снятия с самолета пушек:

- 1) открыть боковые люки отсека вооружения, снять обтекатели и открыть три хомута крепления стволов пушек;
- 2) открыть передние и задние затворы;
- 3) опустить лафет;
- 4) отсоединить у пушек штырьцы шлангов опорожнения;
- 5) разъединить у пушек разъем электрических проводов;
- 6) освободить полухомуты перекрывающего клапана.

Для этого вынуть контрольные булавки, гаек и отвернуть гайки на 4—5 оборотов, выкрутить гайку задней левой пушки отстойной частью и откинуть ее стержневую часть.

7) вывести каждую пушку из перекрывающего лафета для этого ее в сторону, и вывернуть из заднего узла.

Примечания. 1. При снятии пушек применять ключ для гаек переднего хомута крепления шлангов опорожнения. При этом шаровую опору шарового хомута поворачивать вправо, чтобы отклонение каждого хомута было вправо. При этом шаровая опора шарового хомута поворачивается вправо, чтобы отклонение каждого хомута было вправо. При этом шаровая опора шарового хомута поворачивается вправо, чтобы отклонение каждого хомута было вправо.

2. При снятии пушек применять ключ для гаек переднего хомута крепления шлангов опорожнения. При этом шаровую опору шарового хомута поворачивать вправо, чтобы отклонение каждого хомута было вправо. При этом шаровая опора шарового хомута поворачивается вправо, чтобы отклонение каждого хомута было вправо.

б) Снятие с самолета лафета

Лафет как с пушками, так и без них можно снимать с самолета следующим образом:

- 1) поставить под хвостовую часть фюзеляжа тележку; 2) открыть боковые люки отсека вооружения; 3) снять обтекатели пушек и открыть три хомута крепления стволов пушек;

4) открыть сначала передний, а затем задний лафет ключом; 5) завести под фюзеляж тележку для лафета. Если лафет остается под самолетом, то тележку подставить под фюзеляжем машины или брезент;

6) опустить лафет с помощью подъемного устройства самолета (фиг. 84). При этом, вращая устройство против часовой стрелки, проследить за тем, чтобы лафет не вышел из затвора, то есть лафет в вертикальной плоскости.

Если эти условия не выполнены, то качать лафет в вертикальной плоскости, за ствол пушки, и только после выхода удерживать опускание лафета;

7) отсоединить от лафета тросы подъемной системы;

8) отсоединить у перекрывающего клапана, лафета.

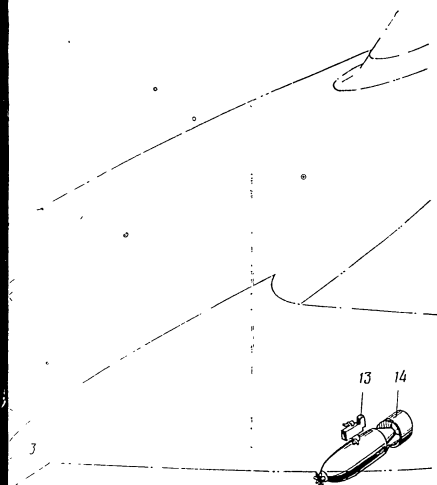
12-31859

ТАВА XI

ОРУЖИЯ САМОЛЕТА

крепления на них бомб, электрическую систему основного (тактического) управления бомбодержателями, аварийную систему управления бомбодержателями и управление двумя положениями взрывателей («Взрыв» и «Невзрыв»).

Периодические осмотры и проверки всей системы вооружения в целом и отдельных ее агрегатов производят в сроки, предусмотренные инструкцией по уходу и обслуживанию авиационного вооружения в частях ВВС.



Боеприпасов вооружения на самолете МиГ-17ПФ.
11—ручка управления самолетом; 12—патрон;
13—замки бомбодержателя Д4-50; 14—бомба;
15—ручка управления реостатом прицельной головки прицела АСП-3НМ; 16—счетчики УСБ-1М патронов (на средней панели приборов); 17—фотокинопулемет ФКП-2.

1. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ АРТИЛЛЕРИЙСКОГО ВООРУЖЕНИЯ

А. Снятие и установка агрегатов вооружения

а) Снятие с самолета пушек

Для снятия с самолета пушек:

- 1) открыть боковые люки отсека вооружения, снять обтекатели и открыть три хомута крепления стволов пушек;
- 2) открыть передние и задние затворы лафета;
- 3) опустить лафет;
- 4) отсоединить у пушек штуцеры шлангов пневмоперезарядки;
- 5) разъединить у пушек разъем электроспусков;
- 6) освободить полухомуты передних узлов крепления пушек.

Для этого вынуть контровочные булавки затяжных гаек и отвернуть гайки на 4—5 оборотов, причем затяжную гайку задней левой пушки отвернуть полностью и откинуть ее стяжные болты;

- 7) вывести каждую пушку из переднего узла, отвернув для этого ее в сторону, и затем движением вперед вывести ее из заднего узла.

Примечания. 1 При снятии пушек необходимо следить за тем, чтобы отклонение каждой пушки при выводе ее из основного хомута крепления было бы в пределах возможного поворота шаровой опоры заднего узла, не допуская при этом упора хвостовика пушки в неподвижное гнездо шаровой опоры (фиг. 82).

2 При снятии пушек применять специальные ключи для гаек переднего хомута крепления и ключ для гаек штуцеров шлангов воздушной системы.

3 Для снятия звеньев отвода со съемника пушки и при установке его необходимо снять булавки с замков и открыть замки. Затем при помощи выколотки утопить предохранитель до отказа вниз, нажимая выколоткой на скошенную часть предохранителя (фиг. 83, вид по стрелкам 1 и 2), после чего легким ударом деревянного молотка по съемнику (по стрелке 3) выдвинуть звеньев отвод из пазов съемника.

б) Снятие с самолета лафета

Лафет как с пушками и боеприпасами, так и без них можно снимать с самолета следующим образом:

- 1) поставить под хвостовую часть фюзеляжа козелок;
- 2) открыть боковые люки отсека вооружения;
- 3) снять обтекатели пушек и открыть три хомута крепления стволов пушек;
- 4) открыть сначала передний, а затем задний затворы лафета ключом;

При этом, при открывании заднего затвора пушек во избежание несчастных случаев необходимо подходить к замкам с задней стороны лафета и под лафетом не находиться.

5) завести под фюзеляж тележку для перевозки лафета. Если лафет остается под самолетом, то вместо тележки подставить под фюзеляжем мягкий чехол или брезент;

6) опустить лафет с помощью подъемного устройства самолета (фиг. 84). При этом, вращая ручку устройства против часовой стрелки, проследить на первых двух оборотах выход задних ушек лафета. Если эти ушки не вышли из затвора, то слегка покачать лафет в вертикальной плоскости, взявшись за ствол пушки, и только после выхода ушек продолжить опускание лафета;

7) отсоединить от лафета тросы подъемного устройства;

8) отсоединить у перекрывного клапана, установ-

ленного возле напорного баллона на лафете, шланг, подводящий воздух;

9) отсоединить электропроводку у общего разъема;

10) вывести тележку с лафетом из-под фюзеляжа.

в) Установка лафета на самолет

Установку лафета на самолет производить в порядке, обратном его снятию, причем подъем лафета производить следующим образом:

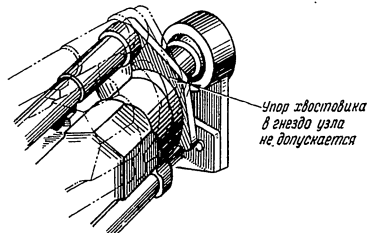
1) натянуть рукой тросы подъемного устройства и выбрать слабины в них во избежание захлестывания и заедания тросов в блоках при подъеме лафета;

2) поднять лафет в фюзеляж, вращая ручку подъемного устройства по часовой стрелке. При подъеме лафета и установке его в фюзеляже наблюдать за тем, чтобы в верхнем положении лафета центры отверстий его ушек не были совмещены с центрами отверстий узлов шпангоутов № 5А и 9 на 1—1,5 мм и чтобы детали лафета не задевали о фюзеляж и не зажимали проходящие в нем шланги и жгуты электрических проводов;

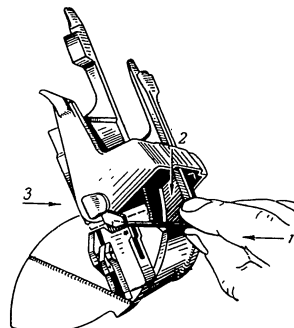
3) закрыть, повернув ключ по часовой стрелке до отказа, сначала задний, а затем передний затворы лафета и убедиться при этом в том, что указатели положения затвора ушли за обшивку фюзеляжа;

4) ослабить натяжение тросов поворотом ручки подъемного устройства против часовой стрелки на четверть оборота.

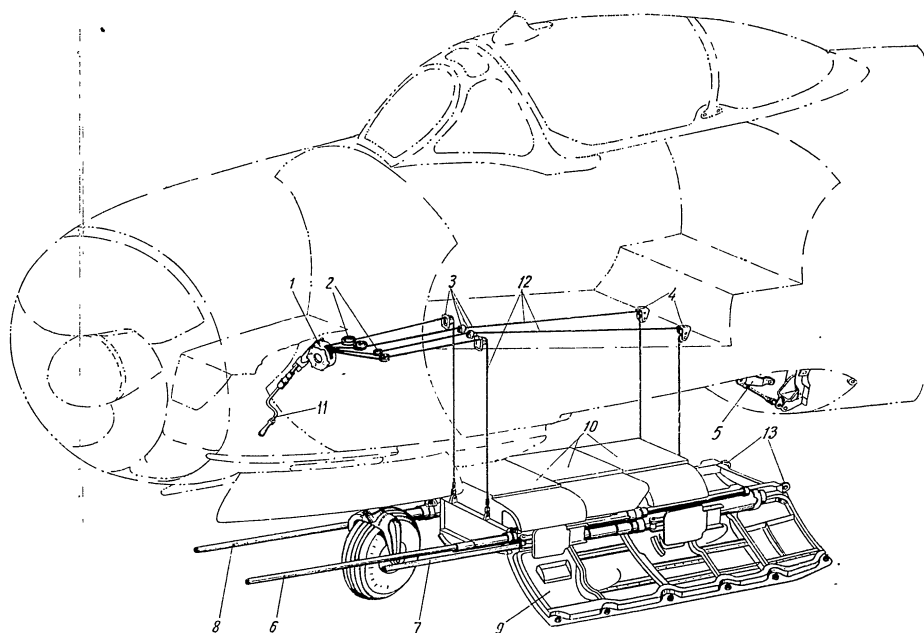
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Во избежание захлестывания тросов на блоках подъемного устройства не поднимать лафет без пушек и не вращать ручки при снятии лафета.



Фиг. 82. Положение пушки при выводе из заднего узла.



Фиг. 83. Снятие звеньев отвода со съемника пушки.



Фиг. 84. Размещение пушек на лафете и схема подъемного устройства.

1—лебедка; 2—направляющие ролики на шпангоуте № 4; 3—направляющие ролики на шпангоуте № 5А; 4—направляющие ролики на шпангоуте № 7; 5—задний затвор лафета; 6—передняя левая пушка; 7—задняя левая пушка; 8—

правая пушка; 9—лафет; 10—патронные ящики; 11—ручка лебедки; 12—тросы; 13—ушковые болты для крепления лафета к фюзеляжу.

г) Снятие и установка лебедки подъемного устройства

Лебедка подъемного устройства снимается в случае необходимости ее ремонта, замены тросов или выполнения работ вне самолета.

Для снятия лебедки (фиг. 85):

- 1) отсоединить тросы от лафета;
- 2) снять ролики, служащие для направления тросов, идущих от задних ушков лафета к кронштейнам на шпангоуте № 7;
- 3) снять ролики, служащие для протягивания тросов, идущих от задних ушков лафета к кронштейнам на шпангоуте № 5А;
- 4) снять воздушный баллон, расположенный у лебедки между шпангоутами № 3 и 4;
- 5) снять предохранительные скобы с кронштейнов на шпангоуте № 4;
- 6) вытянуть тросы через отверстия в шпангоутах в отсек, где установлена лебедка;
- 7) отвернуть гайки и снять болты крепления корпуса лебедки и опорного подшипника к шпангоуту № 4, после чего вывести лебедку с тросами из фюзеляжа через люк передней стойки шасси.

При установке лебедки описанные операции следуют выполнять в обратной последовательности, начиная с операции, изложенной в п. 7.

90

Для замены троса подъемного устройства:

- 1) снять лебедку;
- 2) снять крышку лебедки;
- 3) снять кронштейн гайки, ограничивающей опускание лафета;

Примечание. При необходимости перемещения гайки предварительно отметить ее первоначальное положение относительно винта.

- 4) освободить ось, на которой крепится наконечник поврежденного троса;
- 5) совместить отверстия на барабане и в корпусе лебедки, вращая для этого приводной вал;
- 6) вынуть поврежденный трос с наконечником в сторону крышки;
- 7) установить новый трос и собрать лебедку, проделав описанные операции в обратном порядке.

При установке лебедки на самолет выполнить операции, описанные в подразделе г, в обратной последовательности.

д) Снятие и установка прицельной головки прицела АСП-ЗНМ

Для снятия прицельной головки прицела АСП-ЗНМ:

- 1) отсоединить разъемы жгутов электрических проводов, идущих от прицельной головки к распределительной коробке;

- 2) вывернуть четыре болта, соединяющих прицельную головку с кронштейном;
- 3) снять прицельную головку.

Для установки прицельной головки описанные операции производить в обратной последовательности и при соединении разъемов строго руководствоваться их нумерацией.

е) Снятие и установка фотопулемета С-13

Для снятия фотопулемета (фиг. 86):

- 1) снять лючок фюзеляжа, открутить гайку и вывернуть болт, соединяющий раму с шаровой опорой;
- 2) разъединить электроразъем провода питания;

3) подать фотопулемет с рамкой вверх и вынуть его через люк фюзеляжа.

Для установки фотопулемета описанные операции производить в обратной последовательности.

При снятии и установке фотопулемета с места рамы его пристрелка не нарушается.

Кронштейн крепления фотопулемета снимать с самолета только при регламентных осмотрах и в случае необходимости его ремонта или замены.

Б. Регулирование положения оружия относительно осей самолета

Левая передняя пушка устанавливается на заводе строго параллельно продольной оси самолета и в дальнейшем в эксплуатации самолета ее положение не изменяется.

Регулирование положения пушки производится только в случае установки ее на заводе, при этом по окончании регулировки задний ее ушко вывернуто.

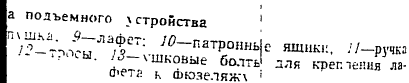
При замене пушки необходимо устанавливать пушку в линию полета по инвентаризационным данным. Новая пушка устанавливается параллельно продольной оси самолета, согласно данным карты пристрелки.

Регулирование положения пушки относительно продольной оси самолета в горизонтальной плоскости производят, не опуская лафета; в вертикальной плоскости регулирование возможно без опускания лафета только при заранее снятых патронных ящиках. При наличии ящиков регулирование положения пушки в вертикальной плоскости производят только при опущенном лафете, снимая ее с лафета в процессе наводки.

Левая задняя и правая пушки должны устанавливаться строго параллельно продольной оси самолета, так и в горизонтальной плоскости согласно карте пристрелки.

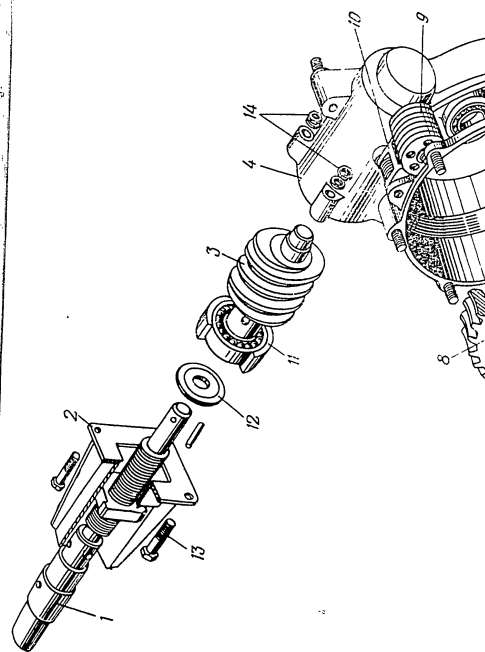
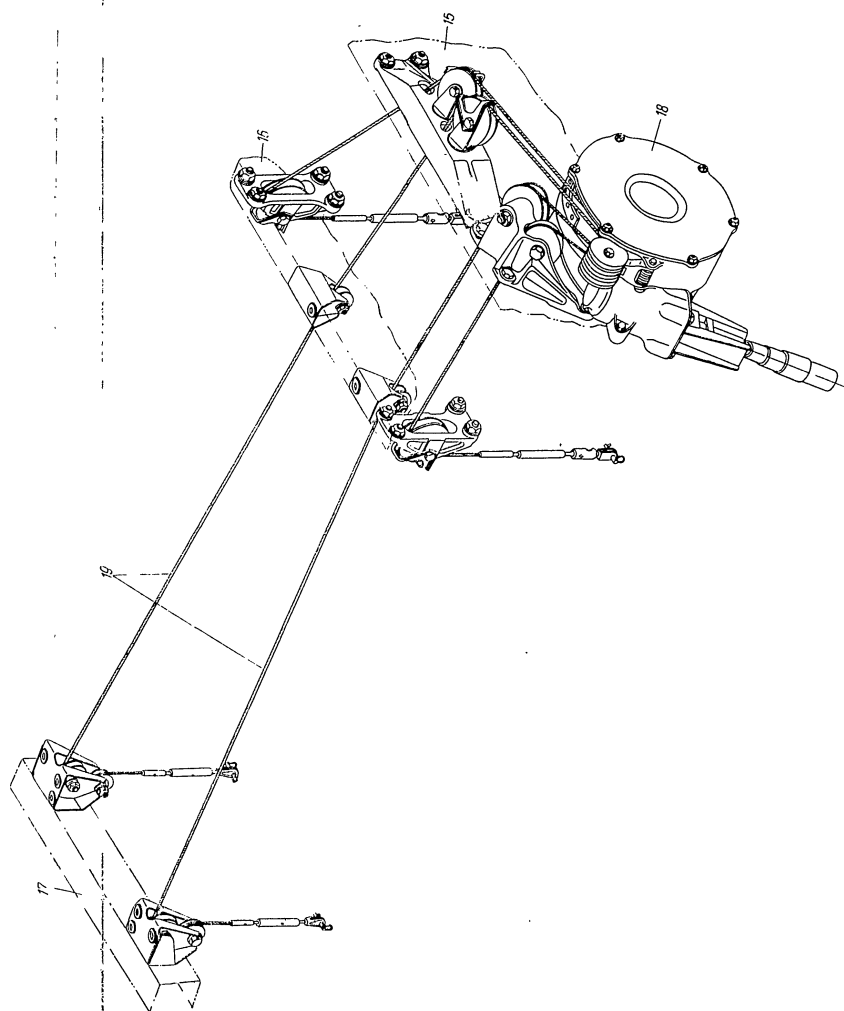
Регулирование положения левой задней и правых пушек производить при горячей их пристрелке следующим образом:

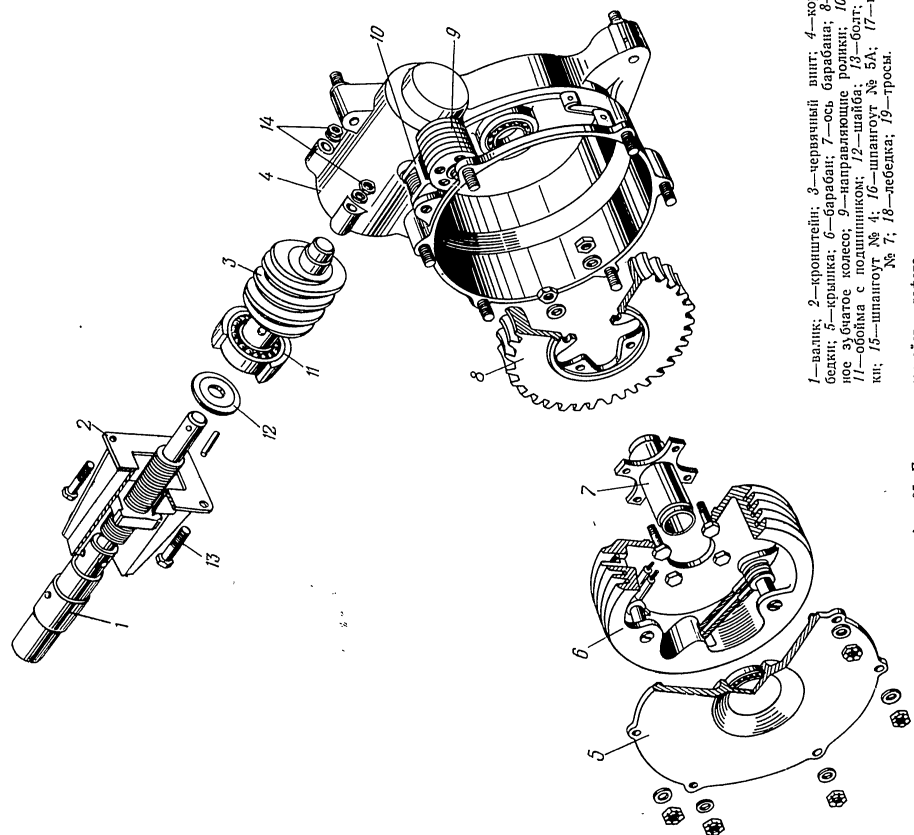
- 1) открыть люк отсека вооружения, снять обкататель ствола регулируемой пушки, освободить раму узла крепления ствола и ослабить хомуты крепления пушки;
- 2) снять контровку и отвернуть гайки болтов, сжимающих подвижной узел заднего крепления пушки с узлом на лафете, и переставить для регулировки положения пушки в вертикальной плоскости узел на один или несколько зубьев вверх или вниз. После этого установить хомуты крепления ствола, за-



тне и установка прицельной головки прицела АСП-ЗМ снятия прицельной головки прицела А. соединить разъемы жгутов электрических проводов идущих от прицельной головки к распределительной коробке;

9) затянуть до отказа после наводки шаровую опору прижимным винтом и законтрить ее булавкой. Затем затянуть до отказа болт, соединяющий рамку с шаровой опорой, и законтрить его гайкой и после этого еще раз проверить правильность наводки.





Фиг. 55. Подъемное устройство лафета.

Е. Подготовка вооружения перед полетом самолета

а) Подготовка артиллерийского вооружения

Для подготовки артиллерийского вооружения:

- 1) проверить, закрыты ли краны аварийного выпуска шасси и штиков-закрылков;
- 2) зарядить воздушную систему самолета сжатым до 110—150 кг/см² воздухом.

Рабочее давление в системе контролируется по манометру, установленному на правом пульте.

После зарядки системы завернуть вентили бортового и аэродромного баллонов;

- 3) проверить напряжение бортовой электросети;
- 4) убедиться в том, что затвор со спусковым механизмом каждой пушки находится в переднем крайнем положении. Если части пушки находятся на изводе, т. е. в заднем положении, то убедиться в отсутствии боевого патрона в лапках затвора.

5) открыть люки вооружения, снять обтекатели и открыть хомуты крепления стволов пушек;

- 6) открыть специальным ключом замки-затворы лафета.

Замки открываются поворотом ключа против часовой стрелки до упора;

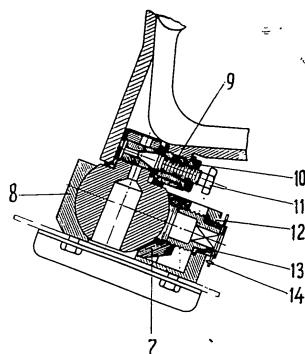
ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! При открывании затворов лафета в первую очередь открывать передний затвор, а затем задний. При открывании заднего затвора не находиться под лафетом.

- 7) опустить лафет при помощи подъемного устройства вниз до положения, при котором его нижняя крышка не доходит до поверхности земли на 100—200 мм. Для предупреждения соскакивания тросов и заедания лебедки ограничитель хода подъемного устройства отрегулирован так, что лафет при опускании не доходит до поверхности земли (по задней кромке люка) на 40—100 мм;

Примечание. Лафет при вращении ручки должен плавно опускаться. Если лафет при первых поворотах ручки не начал опускаться, то этот дефект может быть следствием заедания ушков лафета в гнездах подвески. В этом случае, взявшись за ствол пушки, следует слегка покачать лафет в вертикальной плоскости для того, чтобы его ушки вышли из гнезд подвески.

- 8) проверить затяжку гаек хомутов передних узлов крепления пушек и контровку их булавками;
- 9) проверить затяжку гаек в сочленениях деталей задних узлов и контровку их;
- 10) проверить затяжку гаек штуцеров шлангов воздушной проводки, идущих от напорного баллона к клапанам ЭК-48 и от клапанов ЭК-48 к цилиндрам пневмоперезарядки пушек;
- 11) проверить соединения разъемов электропроводки у электропусков на пушках, у клапанов ЭК-48 и у общего разьема на самолете;
- 12) проверить установку патронных ящиков и убедиться в совпадении их подводящих горловин с приемниками пушек. Затем ящики снять для проверки остальных агрегатов.

Разрез по АВС



Фиг. 86. Установка фотопулемета С-13.

- 1—фотопулемет С-13; 2—кронштейн с рамкой; 3—корпус. 4—болт; 5—шайба; 6—гайка; 7—шаровой вкладыш; 8—шаровой вкладыш; 9—штулка; 10—контровочная гайка; 11—затяжной болт; 12—прижимная втулка; 13—штулка; 14—контровочная булавка.

Для снятия патронных ящиков следует вынуть ящики на правой стороне лафета, сдвинуть ящики влево и вывести их из лафета движением вверх;

- 13) проверить установку звеньев отводных;
- 14) проверить установку гильзоотводов и убедиться в правильности сочленения гильзоотводных рукавов с окнами пушек, выводящими стреляные гильзы.

б) Осмотр пушек

Осмотр пушек имеет целью проверку правильности сборки и подготовки их к стрельбе и производится в соответствии с техническим описанием пушки НР-23.

Для проверки правильности сборки пушек, агрегатов установки, работоспособности пневмоперезарядки и действия электроспусковых механизмов произвести перезарядку всех пушек со спуском затвора с помощью механизма из кабины самолета. Для этого:

- 1) установить на лафет патронные ящики;
- 2) включить смонтированные на правом пульте автоматы защиты сети (АЗС) электрической проводки вооружения;
- 3) нажать с выдержкой в 1—2 сек. кнопку перезарядки соответствующей пушки;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Не производить перезарядку пушек при давлении воздуха в системе менее 35 кг/см².

2. После первой перезарядки каждой пушки убедиться в отсутствии боевого патрона в экстракторах затвора и только после этого производить спуск запирающего механизма.

- 4) нажать спусковую кнопку на ручке управления самолетом и произвести спуск запирающего механизма каждой пушки, наблюдая при этом за исправностью сигнализации готовности пушки к стрельбе (лампочка на счетчике патронов);
- 5) убедившись в исправности работы установки, выключить автоматы АЗС электропроводки вооружения.

в) Заряжание пушек

Общие указания при заряжании пушек

- 1) Проверить до укладки боекомплекта и зарядки пушек чистоту каналов стволов;

Примечания. 1. Протирку стволов производить согласно инструкции по эксплуатации пушек НР-23.

2. При протирке стволов затворы пушек отвести в крайнее заднее положение.

2) заряжать пушки при опущенном лафете;

- 3) заводят патронную ленту в приемники пушек по окончании всех работ перед вылетом самолета;
- 4) не допускать на стоянке самолета нахождения боевого патрона в лапках затвора;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Летчик должен перед зарядкой пушек подать патрон в лапки затвора только после взлета самолета.

- 5) устанавливать при заряжании и разряжании пушек на их стволах красные флажки, а самолет разворачивать носовой частью в безопасном направлении;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запрещается личному составу во время производства работ с оружием находиться или проходить перед стволами пушек.

- 6) выключать при зарядке пушек все выключатели электрической сети, обслуживающей оружие. После

перезарядки ком клапанов

- 7) не при перезарядке

причины.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Возможно

желт привес

случае не

рядку.

Заряжа

Опера

последова

1) откр

в ящик п

2) откр

тронной

звено без

ящиками на

оси пушки

но на 3-

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При

применении

опущенно

нитель до

ника до

снизу в

крывище

гидель

2. Пере

ка протир

см. осяз.

3. Во

на ручке

верхней

жизни

1. Сл

ки перин

случае не

автомати

3) зак

патрон

1) под

При

использ

как дол

пушки

зак

Посто

фета в

2. Пр

верхнем

ли до

5А

5) зак

фета;

При

рон их

должны

2. По

нужно

ния тр

6) зак

7) ус

8) ус

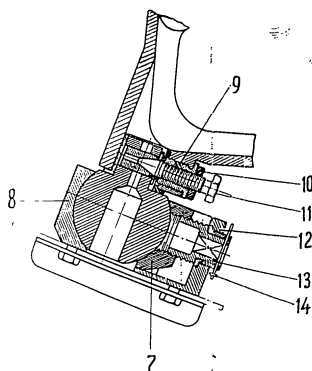
люка;

7) опустить лафет при помощи подъемного устройства вниз до положения, при котором его нижняя крышка не доходит до поверхности земли на 100—200 мм. Для предупреждения соскакивания тросов и заедания лебедки ограничитель хода подъемного устройства отрегулирован так, что лафет при опускании не доходит до поверхности земли (по задней кромке люка) на 40—100 мм;

Примечание. Лафет при вращении ручки должен плавно опускаться. Если лафет при первых поворотах ручки не начал опускаться, то этот дефект может быть следствием заедания ушков лафета в гнезда подвески. В этом случае, взявшись за ствол пушки, следует слегка покачать лафет в вертикальной плоскости для того, чтобы его ушки вышли из гнезд подвески.

- 8) проверить затяжку гаек хомутов передних узлов крепления пушек и контровку их булавками;
- 9) проверить затяжку гаек в сочленениях деталей наконечников и контровку их;
- 10) проверить затяжку гаек штуцеров шлангов воздушной проводки, идущих от напорного баллона к клапанам ЭК-48 и от клапанов ЭК-48 к цилиндрам пневмоперезарядки пушек;
- 11) проверить соединения разъемов электропроводки у электропусков на пушках, у клапанов ЭК-48 и у общего разъема на самолете;
- 12) проверить установку патронных ящиков и убедиться в совпадении их подводящих горловин с приемниками пушек. Затем ящики снять для проверки остальных агрегатов.

Разрез по АВС



Фиг. 86 Установка фотопулемета С-13.

фотопулемет С-13, 2—кронштейн с рамкой; 3—корпус; 4—шайба; 5—шайба; 6—гайка; 7—шаровой вкладыш; 8—шаровой вкладыш; 9—штулка; 10—контровочная гайка; 11—затворный болт; 12—прижимная втулка; 13—втулка; 14—контровочная булавка.

Для снятия патронных ящиков следует вынуть шпильки на правой стороне лафета, сдвинуть ящики вправо и вывести их из лафета движением вверх;

13) проверить установку звеньеотводов;

14) проверить установку гильзоотводов и убедиться в правильности сочленения гильзоотводных рукавов с окнами пушек, выводящими стреляные гильзы.

б) Осмотр пушек

Осмотр пушек имеет целью проверку правильности сборки и подготовки их к стрельбе и производится в соответствии с техническим описанием пушки НР-23.

Для проверки правильности сборки пушек, агрегатов установки, работоспособности пневмоперезарядки и действия электропусковых механизмов произвести перезарядку всех пушек со спуском запирающего механизма из кабины самолета. Для этого:

- 1) установить на лафет патронные ящики;
- 2) включить смонтированные на правом пульте автоматы защиты сети (АЗС) электрической проводки вооружения;
- 3) нажать с выдержкой в 1—2 сек. кнопку перезарядки соответствующей пушки;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Не производить перезарядку пушек при давлении воздуха в системе менее 35 кг/см².

2. После первой перезарядки каждой пушки убедиться в отсутствии боевого патрона в экстракторе затвора и только после этого производить спуск запирающего механизма.

4) нажать спусковую кнопку на ручке управления самолетом и произвести спуск запирающего механизма каждой пушки, наблюдая при этом за исправностью сигнализации готовности пушки к стрельбе (лампочка на счетчике патронов);

5) убедившись в исправности работы установок, выключить автоматы АЗС электропроводки вооружения.

в) Заряжание пушек

Общие указания при заряжании пушек

- 1) Проверить до укладки боекомплекта и зарядки пушек чистоту каналов стволов;

Примечания. 1. Протирку стволов производить согласно инструкции по эксплуатации пушек НР-23.

2. При протирке стволов затворы пушек отвести в крайнее заднее положение.

3) заряжать пушки при опущенном лафете;

4) заводить патронную ленту в приемники пушек по окончании всех работ перед вылетом самолета; 5) не допускать на стоянке самолета нахождения боевого патрона в лапках затвора;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Летчик должен перед зарядкой пушек подать патрон в лапки затвора только после взлета самолета.

6) устанавливать при заряжании и разряжании пушек на их стволах красные флажки, а самолет разворачивать носовой частью в безопасном направлении;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запрещается личному составу во время производства работ с оружием находиться или проходить перед стволами пушек.

6) выключать при зарядке пушек все выключатели электрической сети, обслуживающей оружие. Перезарядку пушек производить механическим рычажком клапана ЭК-48;

7) не производить в случае возникновения задержки перезарядку пушки до выяснения и устранения ее причины.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При перезарядке пушки возможно движение патрона с опережением, что может привести к самопроизвольному выстрелу. В этом случае необходимо сначала вынуть патрон, устранить причину задержки, а затем произвести перезарядку.

Заряжать пушки при опущенном лафете, соблюдая изложенные выше общие указания.

Операции при заряжании пушек и последовательность их выполнения:

- 1) открыть крышку патронного ящика и заложить в ящик патронную ленту;
- 2) открыть корпус приемника и завести конец патронной ленты в приемник пушки так, чтобы первое звено без патрона легло передним и задним хвостовиками на направляющие съемники и находилось на оси пушки под приемным ее окном или было смещено на 3—4 мм в сторону подачи;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Для того, чтобы корпус приемника пушки невозможно было бы закрыть при опущенном положении досылателя, введен предохранитель досылателя. При закрытии корпуса приемника досылатель необходимо поддерживать рукой снизу в крайнем верхнем положении, так как закрытие корпуса приемника с опущенным досылателем влечет поломку пушки.

2. Перезарядку пушек не производить. Перезарядку производит летчик в воздухе перед открытием огня.

3. Во время заряжания пушек предохранитель на ручке управления самолетом должен быть над верхней кнопкой. Автоматы защиты электросети оружия должны быть выключены.

4. Следует помнить, что после первой перезарядки первый патрон будет подан в лапки затвора и в случае нажатия на спусковые кнопки последует автоматическая стрельба.

3) закрыть после заряжания всех пушек крышки патронных ящиков;

4) поднять лафет в крайнее верхнее положение;

Примечания. 1. При подъеме лафета ручка лебедки подъемного устройства станет проворачиваться вхолостую, как только ушки лафета войдут в свои гнезда или когда ушки лафета, не войдя в свои гнезда, упрутся в направляющие.

2. Проверить при подъеме лафета, чтобы при крайнем верхнем его положении отверстия ушков лафета не находились до совмещения с отверстиями на узлах шпангоута № 5А и 9 на 1—1,5 мм.

5) закрыть передний, а затем задний затворы лафета;

Примечания. 1. При закрытом положении затворов их механические указатели, подтверждающие закрытие, должны быть утоплены заполнившим их обшивкой фюзеляжа. 2. После закрытия затворов лафета ручку лебедки повернуть на 1/4 оборота против часовой стрелки для ослабления троса.

6) закрыть хомуты крепления ствола пушек;

7) установить обтекатели стволов;

8) установить съемную часть левого откидного люка;

- 9) закрыть левый откидной люк;
- 10) закрыть правый откидной люк;
- 11) проверить давление воздуха в воздушной системе (давление должно быть в пределах 110—150 кг/см²);
- 12) проверить, выключен ли автомат защиты электрической сети пушечного вооружения и находится ли оружие на предохранителе (предохранительная скоба на ручке управления самолетом должна находиться в верхнем положении).

г) Разряжание пушек

После посадки установить самолет на место, предусмотренное инструкцией по эксплуатации данного аэродрома.

Для разряжания пушек и устранения на них задержек:

- 1) выключить все автоматы защиты электрической сети пушечного вооружения;
- 2) открыть боковые люки;
- 3) осмотреть, в каком положении находятся подвижные части пушек, и принять меры безопасности, указанные в § 6 «Инструкции по уходу и бережному авиационного вооружения в частях ВВС СА» изд. 1951 г.;
- 4) при неполном израсходовании боекомплекта, когда запирающий механизм с патроном в лапках затвора находится на боевом взводе:

- а) открыть крышку приемника пушки и извлечь патрон из лапок затвора. После этого снять съемник со звеньевом и извлечь патронную ленту;
- б) убедиться в отсутствии боевого патрона в затворе;
- в) поставить на место съемник звена со звеньевом и закрыть крышку приемника;
- г) произвести спуск запирающего механизма;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Спуск запирающего механизма на какой-либо пушке производить только при условии, что у остальных пушек нет боевого патрона в экстракторах затвора. Необходимо учитывать, что кнопка спуска на ручке управления самолетом включает все три пушки одновременно.

2. При выбрасывании боевых патронов во время разряжания пушек во избежание случайного накола капсулы необходимо каждый патрон улавливать, не допуская его падения на грунт.

5) в случае возвращения самолета с неустраненной в полете задержкой:

- а) разъединить патронную ленту у приемника (в рукаве патронного ящика), вынув для этого один патрон из звена, и опустить ленту в патронный ящик;
- б) определить характер и причину задержки и затем устранить ее, руководствуясь соответствующими указаниями инструкции по эксплуатации оружия;
- в) в случае невозможности устранения задержки на лафете снять пушку и устранить задержку вне самолета, руководствуясь при этом инструкцией по уходу и бережному авиационного вооружения в частях ВВС СА и техническим описанием пушки;
- б) при полном израсходовании боекомплекта, когда запирающий механизм (ударник с затвором) находится в крайнем переднем положении с гильзой в экстракторах затвора и рейка подачи находится в крайнем нижнем положении:

- а) произвести перезарядку пушки и извлечь гильзу или патрон из экстракторов затвора;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запрещается перезарядка пушек при давлении воздуха в системе менее 35 кг/см², так как возможны случаи, когда в затворе вместо последней гильзы может оказаться боевой патрон с осечкой, тогда при неполном взведении запирающего механизма последует выстрел.

- б) произвести спуск запирающего механизма с боевого взвода;
- в) убедиться в отсутствии гильз и звеньев в отводах.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Всегда после разряжания пушек выключать автоматы защиты электрической сети вооружения и ставить на предохранительную кнопку на ручке летчика.

д) Осмотр прицела АСП-ЗНМ

Перед полетом осмотреть прицел АСП-ЗНМ и проверить:

- 1) чистоту бронестекла кабины, светофильтра, отражателя и объектива;
- 2) надежность крепления светофильтра и отражателя;
- 3) надежность крепления прицельной головки на кронштейне (затянуты ли четыре вертикальных винта головки);
- 4) достаточно ли затянуты боковые винты шаровых опор кронштейна;
- 5) правильность регулировки рукоятки дальности и троса;
- 6) работоспособность прицела, для чего включить тумблеры «Аккумулятор» и «Прицел», затем рукоятку-переключатель прицела поставить в положение «Гиро» и убедиться в том, что подвижная сетка прицела просматривается отчетливо;
- 7) правильность действия рукоятки дальности прицела. При вращении рукоятки дальности на себя (или увеличении дальности) убедиться в том, что ромбик сходящийся, а при вращении от себя — расходящийся.

В остальном руководствоваться указаниями по эксплуатации прицела АСП-ЗНМ и блока № 8 РП-1 (см. описание прицела АСП-ЗНМ и станции РП-1).

е) Осмотр фотопулемета С-13 и его установок

Перед полетом осмотреть фотопулемет С-13 и его установку и проверить:

- 1) затяжку шаровой опоры прижимным винтом и его контровку булавкой, а также зажим и контровку болта, соединяющего рамку с шаровой опорой;
- 2) плотность контакта проводов в соединении электроразъема;
- 3) чистоту оптики и защитного стекла;
- 4) после осмотра и проверки фотопулемета завести часы, поставить кассету и установить диафрагму соответственно условиям освещенности.

Ж. Применение вооружения в воздухе

а) Применение артиллерийского вооружения

Для открытия огня из пушек летчик должен:

- 1) включить автоматы защиты электрической сети пушечного вооружения и прицела;

- 2) произвести по одной перезарядке каждой пушки;

Примечание. После перезарядки каждой пушки убедиться в том, что сигнальные лампы боевой готовности загорелись.

- 3) откинуть «От себя» предохранительную скобу на ручке управления в переднее нижнее положение и нажать на откидную предохранительную скобу указательным пальцем руки. При нажатии предохранительной скобы будет открыт огонь из всех пушек.

В случае непроизвольного прекращения огня какой-либо пушки (сигнальная ее лампа погаснет) произвести ее перезарядку, нажав для этого соответствующую этой пушке кнопку пневмоперезарядки.

После перезарядки пушки продолжать ведение огня;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При прекращении огня по каким-либо причинам летчик обязан немедленно посмотреть на сигнальные лампы.

Если сигнальная лампа будет гореть, это означает, что пушка исправна и ее боезапас еще не израсходован. При погасшей лампе возможны два случая:

- а) произошла задержка (или пушка неисправна) и боезапас ее еще не израсходован или
- б) весь боезапас пушки израсходован и сигнальные ее части находятся в переднем положении.

- 4) выключить по прекращению огня автоматы защиты электрической сети вооружения и откинуть предохранительную скобу на ручке управления «От себя».

б) Применение прицела АСП-ЗНМ при стрельбе в воздухе

Для использования при открытии огня прицела АСП-ЗНМ летчик должен:

- 1) включить не позже чем за 10 мин. до открытия огня автомат защиты электрической сети прицела, расположенный на правом электроштыке;
- 2) установить переключатель прицела в положение «Гиро»;
- 3) установить рукоятку баз на соответствующее деление по шкале;
- 4) совместить до открытия огня центральную точку автоматического визира с целью и, вращая рукоятку дальности, вписать цель в окружность внутреннего диаметра ромбиков.

в) Применение фотопулемета С-13

Летчик может использовать фотопулемет С-13 одновременно со стрельбой из пушек и независимо от нее, пользуясь кнопкой управления огнем, расположенной на ручке управления самолетом.

Для использования фотопулемета одновременно со стрельбой пушек включить автоматы защиты электрической сети «Оружие—ФКП» и «ФКП» и автоматы защиты электрической сети оружия, расположенные на правом электроштыке.

Для использования фотопулемета (независимо от стрельбы пушек) включить автоматы защиты электрической сети «Оружие—ФКП» и «ФКП», затем нажать кнопку управления огнем. При независимом от огня пушек использовании фотопулемета автоматы защиты электрической сети «НР-23» не включать.

а) произвести перезарядку пушки и извлечь гильзу или патрон из экстракторов затвора;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Запрещается перезарядка пушек при давлении воздуха в системе менее 35 кг/см², так как возможны случаи, когда в затворе вместо последней гильзы может оказаться боевой патрон с осечкой, тогда при неполном взведении запирающего механизма последует выстрел.

б) произвести спуск запирающего механизма с боевого взвода;

в) убедиться в отсутствии гильз и звеньев в отводах.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Всегда после разряжания пушек выключать автоматы защиты электрической сети вооружения и ставить на предохранитель спусковую кнопку на ручке летчика.

д) Осмотр прицела АСП-ЗНМ

Перед полетом осмотреть прицел АСП-ЗНМ и проверить:

1) чистоту бронестекла кабины, светофильтра, отражателя и объектива;

2) надежность крепления светофильтра и отражателя;

3) надежность крепления прицельной головки на кронштейне (затянуты ли четыре вертикальных винта головки);

4) достаточно ли затянуты боковые винты шаровых опор кронштейна;

5) правильность регулировки рукоятки дальности и траса;

6) работоспособность прицела, для чего включить тумблеры «Аккумулятор» и «Прицел», затем ручку-переключатель прицела поставить в положение «Гиро» и убедиться в том, что подвижная сетка прицела просматривается отчетливо;

7) правильность действия рукоятки дальности прицела. При вращении рукоятки дальности от себя (или увеличении дальности) убедиться в том, что ромбик сходящийся, а при вращении от себя — расходящийся.

В остальном руководствоваться указаниями по эксплуатации прицела АСП-ЗНМ и блока № 8 РП-1 (см. описание прицела АСП-ЗНМ и станции РП-1).

е) Осмотр фотопулемета С-13 и его установки

Перед полетом осмотреть фотопулемет С-13 и его установку и проверить:

1) затяжку шаровой опоры прижимным винтом и его контрольку бутавкой, а также зажим и контрольку болта, соединяющего рамку с шаровой опорой;

2) плотность контакта проводов в соединении электропровода;

3) чистоту оптики и защитного стекла;

4) после осмотра и проверки фотопулемета завести часы, поставить кассету и установить диафрагму соответственно условиям освещенности.

Ж. Применение вооружения в воздухе

а) Применение артиллерийского вооружения

Для открытия огня из пушек летчик должен:

1) включить автоматы защиты электрической сети пушечного вооружения и прицела;

2) произвести по одной перезарядке каждой пушки;

Примечание. После перезарядки каждой пушки убедиться в том, что сигнальные лампы боевой готовности загорелись.

3) откинуть «От себя» предохранительную скобу на ручке управления в переднее нижнее положение и нажать на откидную предохранительную скобу указательным пальцем руки. При нажатии предохранительной скобы будет открыт огонь из всех пушек.

В случае непроизвольного прекращения огня какой-либо пушки (сигнальная ее лампа погаснет) произвести ее перезарядку, нажав для этого соответствующую этой пушке кнопку пневмоперезарядки.

После перезарядки пушки продолжать ведение огня.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. При прекращении огня по каким-либо причинам летчик обязан немедленно посмотреть на сигнальные лампы.

Если сигнальная лампа будет гореть, это означает, что пушка исправна и ее боезапас еще не израсходован. При погасшей лампе возможны два случая:

а) произошла задержка (или пушка неисправна) и боезапас ее еще не израсходован или

б) весь боезапас пушки израсходован и подвижные ее части находятся в переднем или среднем положении.

4) включить по прекращению огня автоматы защиты электрической сети вооружения и откинуть предохранительную скобу на ручке управления «На себя».

б) Применение прицела АСП-ЗНМ при стрельбе в воздухе

Для использования при открытии огня прицела АСП-ЗНМ летчик должен:

1) включить не позже чем за 10 мин. до открытия огня автомат защиты электрической сети прицела, расположенный на правом электрощитке;

2) установить переключатель прицела в положение «Гиро»;

3) установить рукоятку баз на соответствующее деление по шкале;

4) совместить до открытия огня центральную точку автоматического визира с целью и, вращая рукоятку дальности, вписать цель в окружность внутреннего диаметра ромбиков.

в) Применение фотопулемета С-13

Летчик может использовать фотопулемет С-13 одновременно со стрельбой из пушек и независимо от нее, пользуясь кнопкой управления огнем, расположенной на ручке управления самолетом.

Для использования фотопулемета одновременно со стрельбой пушек включить автоматы защиты электрической сети «Оружие — ФКП», «ФКП» и автоматы защиты электрической сети оружия, расположенные на правом электрощитке.

Для использования фотопулемета (независимо от стрельбы пушек) включить автоматы защиты электрической сети «Оружие — ФКП» и «ФКП», затем нажать кнопку управления огнем. При независимом от огня пушек использовании фотопулемета автоматы защиты электрической сети «НР-23» не включать.

Примечание. В электрическую цепь фотопулемета включен временный механизм ВМ-2, который обеспечивает продление съемки после прекращения стрельбы в случае совместного использования оружия и фотопулемета.

3. Пристрелка пушек

Для пристрелки пушек:

1) заправить самолет горючим не менее чем на 50% емкости его баков;

2) установить самолет на подьёмники, обеспечив надежное его крепление на них;

3) установить самолет по реперам и уровню примерно в линию полета;

4) установить на расстоянии 50 м щит наводки;

5) произвести из передней левой пушки по щиту четыре выстрела и найти среднюю из этих выстрелов точку попадания;

6) нанести по средней точке попадания на щит схему пристрелочной мишени;

7) произвести пристрелку по щиту остальных двух пушек, при этом в случае несовпадения средних точек попадания этих пушек с соответствующими точками (кружками) на мишени отрегулировать установку пушек, как это указано в разд. «Регулирование оружия относительно осей самолета»;

8) произвести регулирование прицела АСП-ЗНМ, совместив его перекрестие с точкой наводки прицела на мишени (см. «Регулирование прицела АСП-ЗНМ»).

Регулирование прицела производить:

а) при установке переключателя прицела в положение «Гиро»;

б) при установке шкалы баз на 15 м и шкалы дальности на 180 м;

9) произвести регулирование фотопулемета С-13.

По окончании пристрелки затянуть и законтрить регулировочные болты и запломбировать их. Схема пристрелки пушек и наводки по пристрелочной мишени прицела АСП-ЗНМ и фотопулемета С-13 приведена на фиг. 87.

2. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ БОМБАРДИРОВОЧНОГО ВООРУЖЕНИЯ

А. Проверка работоспособности бомбардировочной установки

Для проверки работоспособности бомбардировочной установки:

1) убедиться, что выключатель и автоматы защиты электрической сети (АЗС) бомбардировочного вооружения в кабине самолета выключены;

2) выключить выключатели В-45 на правом и левом крыле самолета;

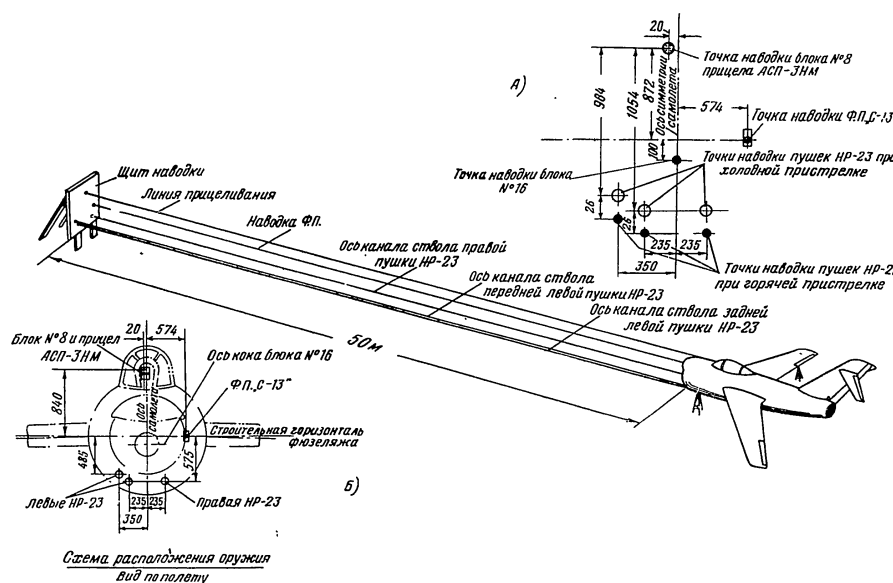
3) завернуть упоры бомб, если они отсутствуют;

4) открыть лок замка Д4-50 на верхней обшивке крыла между нервюрами № 11 и 13;

5) убедиться в правильности постановки шпильки крепления замка (шарики шпильки должны выйти из гнезда и заскочить за торец втулки замка) и проверить соединение электропроводки в разьеме;

6) закрыть с помощью специального ключа замок бомбодержателя, предварительно установив в зев несущего рычага замка вставку «Взрыв-Невзрыв»;

7) включить автомат защиты электрической сети для тактического сбрасывания бомб и выключатель;



Фиг. 87. Схема пристрелки пушек и наводки прицела АСП-3НМ и фотопулемега С-13.

А—схема пристрелочной мишени при холодной и горячей пристрелке на дистанции 50 м.;
Б—схема расположения оружия (вид по полету).

ли «Тактический сброс», «Включено на взрыв» и «Подвесные баки». При этом должны загореться сигнальные зеленые лампочки, указывающие на наличие бомб (или подвесных топливных баков) на замках, и красная лампочка с надписью «Взрыв». Убедиться в том, что вставки надежно удерживаются замками бомбодержателей;

8) нажать кнопку, расположенную на ручке управления самолетом, и затем убедиться в том, что при этом несущие рычаги замков бомбодержателей открылись, большое кольцо вставки выпало из зева несущего рычага, малое кольцо вставки надежно удерживается замком «Взрыв-Невзрыв», а сигнальные зеленые лампочки наличия бомб (или баков) погасли;

9) включить вторично, закрыв замки бомбодержателей, АЗС аварийной цепи сбрасывания и выключатели «Тактический сброс» и «Включено на взрыв». После включения АЗС проверить срабатывание замков на «Взрыв» от кнопки аварийного сбрасывания бомб (или баков) и срабатывание замков на «Невзрыв», т. е. не включая в последнем случае выключатели «Тактический сброс» и «Включено на взрыв».

Б. Подвеска на самолет авиабомб и снаряжение их взрывателями

Для подвески на самолет авиабомб и установки на них взрывателей:

- 1) подготовить подвешиваемые авиабомбы и взрыватели установленным порядком;
- 2) закрыть замки бомбодержателей Д4-50;
- 3) убедиться в том, что все автоматы АЗС и вы-

ключатель бомбардировочного вооружения в кабине самолета, а также выключатели В-45 автомата блокировки на правом и левом крыльях выключены;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Если при подвеске бомб выключатели В-45 на крыльях окажутся включенными, то при включении выключателя бомбосети произойдет непроизвольное сбрасывание авиабомб.

4) подвесить бомбы на бомбодержатели вручную или с помощью специального подъемника;

5) отрегулировать упорами положение бомб на бомбодержателях так, чтобы продольная ось бомбы была примерно параллельна обшивке крыла самолета;

6) закрепить авиабомбы упорами так, чтобы последние только соприкасались с их корпусами, при этом затягивать упоры с усилием запрещается;

7) законтрить упоры бомб контргайками;

8) установить в замок «Взрыв-Невзрыв» прутков «Взрыв-Невзрыв», причем его номер должен соответствовать типу и калибру подвешенной авиабомбы;

9) установить в авиабомбы взрыватели и механизмы дальнего взведения в соответствии с инструкцией по комплектованию авиабомб взрывателями и полетным заданием. После установки проверить надежность стопорения ветрянок взрывателей втулкой замедлительного механизма;

10) снять предохранительные колпачки с механизмов дальнего взведения и соединить карабины прутков «Взрыв-Невзрыв» с держателями чек механизмов дальнего взведения. Затем проверить, чтобы резиновые колпачки закрывали карабины прутков.

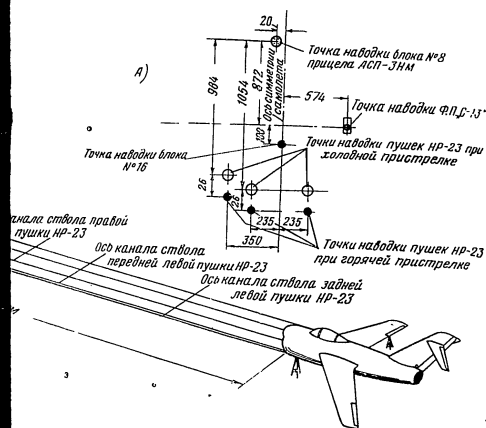
3. УКАЗАНИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ КАССЕТЫ ЭКСР-46 СИГНАЛЬНЫХ

Кассета ЭКСР-46 для сигнальных ракет, устанавливаемая на самолете, имеет четыре выстрела, управляемых дистанционным управлением стрельбы. Щиток управления стрельбой расположен на левом борту фюзеляжа самолета.

А. Заряжание кассеты сигнальных ракет

Заряжание кассеты возможно только для кассеты в положении «Выключено».

- 1) установить выключатель на щитке управления стрельбой в положение «Выключено»;
- 2) отпустить стяжной винт и отвинтить крышку кассеты;
- 3) извлечь кассету (блок стволов) из кожуха;
- 4) оттянуть на 6—8 мм магазин, откинуть его на 90° относительно фюзеляжа;
- 5) вставить четыре цветных патрона в стволы кассеты в соответствии с номерами, нанесенными на магазин:



а) наводки прицела АСП-ЗНМ и фотопулемета С-13.
б) холодный и горячей пристрелке на дистанции 50 м.
в) горячая (вид по полету).

3. УКАЗАНИЯ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ КАССЕТЫ ЭКСР-46 СИГНАЛЬНЫХ РАКЕТ

Кассета ЭКСР-46 для сигнальных ракет, устанавливаемая на самолете, имеет четыре ракеты с электродистанционным управлением выстрелом. Щиток управления стрельбой сигнальными ракетами расположен на левом борту кабины между шпангоутами № 6 и 7.

А. Заряжание кассеты сигнальными ракетами

Заряжание кассеты возможно только на земле. Для заряжания кассеты:

- 1) установить выключатель на щитке управления кассетой в положение «Выключено»;
- 2) отстопорить стяжной винт и отвернуть его;
- 3) извлечь кассету (блок стволов вместе с магазином) из кожуха;
- 4) оттянуть на 6—8 мм магазин-затвор вверх и откинуть его на 90° относительно блока стволов;
- 5) вставить четыре цветных сигнальных ракеты (патроны) в стволы кассеты в соответствии с цветами, нанесенными на магазине;

6) установить магазин-затвор в исходное положение;

7) вложить четыре электрических пироподарника в гнезда магазина и закрепить их поворотом ручек пружинных прижимов на 90°;

8) вставить снаряженный блок стволов в кожух кассеты, затянуть до отказа стяжной болт и законтировать его.

По выполнении описанных операций кассета к стрельбе будет подготовлена.

Для перезарядки кассеты произвести те же операции, что и при заряжании, заменив использованные гильзы ракет и пироподарников новыми.

Б. Стрельба сигнальными ракетами

Для выстреливания ракет:

- 1) включить выключатель на щитке управления кассетой;
- 2) нажать кнопку на щитке управления кассетой.

Примечание. Цвет кнопки на щитке соответствует цвету выстреливаемой ракеты.

ключатель бомбардировочного вооружения в кабине самолета, а также выключатели В-45 автомата блокировки на правом и левом крыльях выключены;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ! Если при подвеске бомб выключатели В-45 на крыльях окажутся включенными, то при включении выключателя бомбосети произойдет непроизвольное сбрасывание авиабомб.

4) подвесить бомбы на бомбодержатели вручную или с помощью специального подъемника;

5) отрегулировать упорами положение бомб на бомбодержателях так, чтобы продольная ось бомбы была примерно параллельна обшивке крыла самолета;

6) закрепить авиабомбы упорами так, чтобы последние только соприкасались с их корпусами, при этом затягивать упоры с усилием запрещается;

7) законтрить упоры бомб контргайками;

8) установить в замок «Взрыв-Невзрыв» прутков «Взрыв-Невзрыв», причем его номер должен соответствовать типу и калибру подвешенной авиабомбы;

9) установить в авиабомбы взрыватели и механизмы дальнего взведения в соответствии с инструкцией по комплектованию авиабомб взрывателями и полетным заданием. После установки проверить надежность стопорения ветрянок взрывателей втулкой замедлительного механизма;

10) снять предохранительные колпачки с механизмов дальнего взведения и соединить карабины прутков «Взрыв-Невзрыв» с держателями чек механизмов дальнего взведения. Затем проверить, чтобы резиновые колпачки закрывали карабины прутков.

ГЛАВА XII

РАССТЫКОВКА И СТЫКОВКА ПЕРЕДНЕЙ И ХВОСТОВОЙ ЧАСТЕЙ ФЮЗЕЛЯЖА. НИВЕЛИРОВКА САМОЛЕТА

1. РАССТЫКОВКА ПЕРЕДНЕЙ И ХВОСТОВОЙ ЧАСТЕЙ ФЮЗЕЛЯЖА

Расстыковка передней и хвостовой частей фюзеляжа самолета МиГ-17ПФ аналогична расстыковке фюзеляжа самолета МиГ-17, за исключением демонстрации электрооборудования, топливной системы, гидросистемы и крепления форсажной камеры.

Для расстыковки передней и хвостовой частей фюзеляжа:

- 1) установить самолет на подъемники в линию полета;
- 2) открыть тормозные щитки;
- 3) подвести специальную тележку под хвостовую часть фюзеляжа и прикрепить фюзеляж к ней накидной лентой;
- 4) поставить струбцины на рули;
- 5) снять верхние и нижние зализы крыла;
- 6) открыть крышки нижних и боковых люков, открывающих подходы к двигателю, и крышки верхних лючков с надписью «Разъем тяг»;
- 7) открыть крышки четырех лючков, открывающих подходы к термопарам, и отсоединить приемники термопар;
- 8) разъединить клапаны трубопроводов топливной системы заднего бака, используя для этого правый боковой и левый нижний лючки, открывающие подходы к двигателю. Разъединить через левый нижний люк клапаны трубопроводов гидросистемы и тормозных щитков;

Примечание. При разъединении клапанов трубопроводов топливо и гидросмесь не сливать, давление же в гидросистеме сбавить.

9) разъединить через верхние лючки «Разъем тяг» тяги управления самолетом на специальных разъемах. После разъединения тяги отбортовать, закрепив их проволокой к раме № 15;

10) разъединить по штепсельным разъемам электропроводку;

11) снять рамку радиоконспекса АРК-5, отвернув винты ее крепления;

12) снять приемник и внутрифюзеляжную антенну радиопеленгатора МРП-48, затем разъединить по штепсельным разъемам проводку приемника и антенны;

13) отсоединить дюритовые трубки выводов дренажной топливной системы, датчиков, гидросистемы и системы смазки;

14) отсоединить заборник дренажа топливной системы и трубку дренажа топлива из форсажной камеры;

15) отсоединить штоки цилиндров управления соплом от узлов подвижного кока и снять кок;

16) отсоединить провод запальной свечи форсажной камеры от контакта на правой стороне камеры и вывести его в окно заднего бака;

17) отсоединить от форсажной камеры цилиндры управления соплом и вместе с коллектором оставить их на фюзеляже;

18) снять патрубок, отводящий воздух от диска турбины;

19) снять чашку у панели клапанов подключения наземного насоса;

20) развернуть (для обеспечения зазоров при расстыковке фюзеляжа) к продольной оси самолета следующие агрегаты, не снимая их с самолета:

а) коробку предохранителей на верхнем стержне левого подкоса рамы;

б) коробку РПА-200А на верхнем стержне правого подкоса рамы;

в) электроразъемы № 30 и 74;

г) гибкий рукав у правого двойного разъемного клапана топливной системы.

Затем поднять пусковую панель;

21) снять крышки лючков, закрывающих стыковые узлы, и отсоединить стыковые узлы крепления хвостовой части фюзеляжа;

Примечание. Четыре гребенки, установленные на стыковых болтах, невзаимозаменяемы, поэтому запрещается их переставлять или разворачивать на 180°.

22) скрепить створки сопла;

23) сдвинуть осторожно хвостовую часть фюзеляжа назад на 150—200 мм и снять цапфы заднего крепления форсажной камеры. После снятия цапф откатить хвостовую часть фюзеляжа назад настолько, чтобы форсажная камера вышла из нее полностью. При откатке хвостовой части наблюдать через лючки, чтобы детали фюзеляжа не заделали двигателя, и поддерживать форсажную камеру.

Примечания. 1. Расстыковка фюзеляжа должна производиться на ровной площадке, чтобы при откатке хвостовой части обеспечивалась ее соосность с носовой частью фюзеляжа.

Рекомендуется под двигатель на кожух хвостовой части фюзеляжа подкладывать фанерные листы для предохранения кожуха двигателя и трубопровода топливной системы от повреждений.

2. Для предупреждения смятия трубы, соединяющей бак и после сдвига хвостовой части фюзеляжа на 400—500 мм снять через лючок радиопеленгатора МРП-48 горизонтальную часть дренажной трубки форсажной камеры, после чего продолжить откатку хвостовой части.

2. СТЫКОВКА ПЕРЕДНЕЙ ЧАСТИ ФЮЗЕЛЯЖА

Для стыковки передней и хвостовой частей фюзеляжа:

1) подготовить предварительные узлы и хвостовой части фюзеляжа к стыковке, убрав из них посторонние предметы;

2) подвести хвостовую часть фюзеляжа на двигатель до площадки, а также до стыковочных болтов. Не допускать перемещения двигателя за хвостовую часть фюзеляжа;

3) подводить хвостовую часть фюзеляжа таким образом, чтобы избежать поломки форсажной камеры. Двигатель должен двигаться таким образом, чтобы ось вращения хвостовой части форсажной камеры была параллельна оси вращения двигателя, т. е. чтобы ось направления движения была выше оси ролика (фиг. 88);

4) соединить и законтрить узлы, проверив, нет ли зазоров между деталями узлов и правильно ли они установлены. Натяг гаек производить с помощью ключа до отказа от руки (не применяя инструментов);

5) соединить проводку управления двигателем и управления рулем поворота;

6) соединить гидроцилиндры, входящие в створку и соединить трубки клапана со штуцерами на шпангоутах;

7) поставить приемники на термопары;

8) соединить топливную систему фюзеляжа;

9) соединить электропроводку фюзеляжа и проводку термопар с двигателем;

10) соединить трубопроводы фюзеляжа;

11) укрепить патрубок охлаждения двигателя.

ПЕРЕДНЕЙ И ХВОСТОВОЙ НИВЕЛИРОВКА САМОЛЕТА

1) соединить штоки цилиндров управления сопел подвижного кока и снять кок;
2) соединить провод запальной свечи форсажной камеры от контакта на правой стороне камеры с контактом в окно заднего бака;
3) отсоединить от форсажной камеры цилиндры гидросистемы и вместе с коллектором оставить на месте;
4) отсоединить патрубок, отводящий воздух от диска клапана у панели клапанов подключения баков;
5) отсоединить (для обеспечения зазоров при расклатывании) к продольной оси самолета и агрегаты, не снимая их с самолета;
6) отсоединить предохранителей на верхнем стержне баков рамы;
7) отсоединить РПА-200А на верхнем стержне правого бака рамы;
8) отсоединить разъемы № 30 и 74;
9) отсоединить рукав у правого двойного разъемного бака топливной системы.

10) соединить пусковую панель;
11) закрыть крышки лючков, закрывающих стыковые узлы крепления баков части фюзеляжа;

Примечание. Четыре гребенки, установленные на баках, взаимозаменяемы, поэтому запрещается переставлять или разворачивать на 180°.

12) закрепить створки сопла;
13) сдвинуть осторожно хвостовую часть фюзеляжа на 150—200 мм и снять цапфы заднего бака форсажной камеры. После снятия цапфы хвостовую часть фюзеляжа назад настольно форсажная камера вышла из нее полностью откатке хвостовой части наблюдать через баки детали фюзеляжа не заделки двигателя, обжигать форсажную камеру.

Примечание. 1) Расстыковка фюзеляжа должна производиться на ровной площадке, чтобы при откатке хвостовой части обеспечивалась ее соосность с носовой частью бака.

2) устанавливается под двигатель на кожух хвостовой части бака подкладывать фанерные листы для предохранения бака двигателя и трубопровода топливной системы баков.

3) предупреждения смятия трубы, соединяющей бак, сдвига хвостовой части фюзеляжа на 400—500 мм рез лючок радиопеленгатора МРП-48 горизонтально дренажной трубки форсажной камеры, после чего откатку хвостовой части.

2. СТЫКОВКА ПЕРЕДНЕЙ И ХВОСТОВОЙ ЧАСТЕЙ ФЮЗЕЛЯЖА

Для стыковки передней и хвостовой частей фюзеляжа:

1) подготовить предварительно отсеки двигателя и хвостовой части фюзеляжа к стыковке и удалить из них посторонние предметы;

2) подвести хвостовую часть фюзеляжа, постепенно надвигая ее на двигатель до упора в стыковые площадки, а также до стыковки гнезд по четырем стыковым болтам. Не допускать при этом задевания двигателя за хвостовую часть фюзеляжа;

3) подводить хвостовую часть фюзеляжа во избежание поломки форсажной камеры к его передней части таким образом, чтобы ролики цапф подвески хвостовой части форсажной камеры опирались все время на нижние полки направляющих фюзеляжа, т. е. чтобы ось направляющих фюзеляжа была выше оси ролика (фиг. 88);

4) соединить и законтрить все десять стыковых узлов, проверив, нет ли зазоров между площадками накланных узлов и правильно ли вошли зубья гребенки. Натяг гаек производить специальным ключом до отказа от руки (не применяя рычагов);

5) соединить проводку управления рулями высоты и управления рулем поворота;

6) соединить гидроцилиндры, затем надеть кольцо на створку и соединить трубопровод форсажной камеры со штуцерами на шлангоуте № 28;

7) поставить приемники на штуцеры термопар;

8) соединить топливопровод передней и хвостовой частей фюзеляжа;

9) соединить электропроводку в разьеме фюзеляжа и проводку термопар с двигателем;

10) соединить трубопроводы гидросистемы в разьеме фюзеляжа;

11) укрепить патрубок охлаждения двигателя;

12) соединить систему дренажа топливопроводов и датчиков;

13) проверить герметичность гидросистемы в местах разьема;

14) проверить герметичность топливной системы в местах разьема трубопроводов;

15) установить крышки лючков на зализах крыльев и крышки лючков стыковых болтов;

16) установить ролик и сферу крепления форсажной камеры на цапфы форсажной камеры;

17) соединить кабели и установить блок и рамку радиопеленгатора МРП-48П и рамку радиокомпыса АРК-5;

18) соединить провод свечи, поставить лючок с пусковой катушкой;

19) соединить тяги пусковой панели ПС-2В;

20) установить РПА-200 и разьем № 30 с хомутом в прежнее положение;

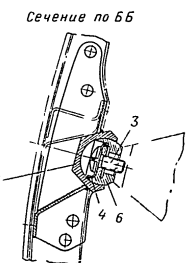
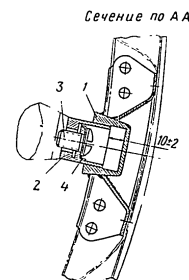
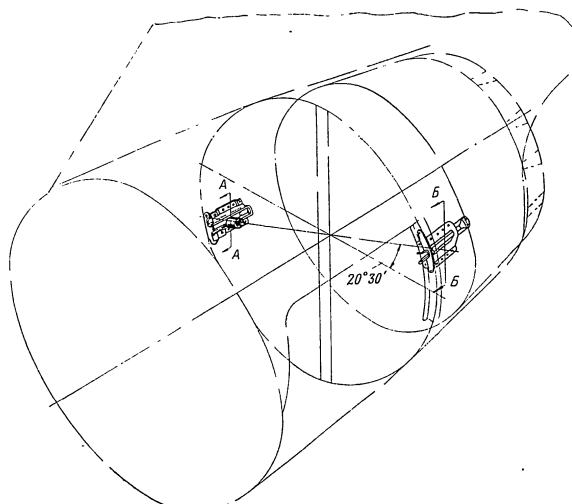
21) установить трубки (см. примечания к п. 23 подразд. 1) дренажа форсажной камеры и сливную трубку телескопического соединения форсажной камеры;

Примечание. Нивелировку самолета и регулирование управления не производить.

22) проверить, действуют ли электрические агрегаты, расположенные в хвостовой части фюзеляжа, герметичность соединений трубопроводов и нет ли касания форсажной камеры о кожух обдува.

3. НИВЕЛИРОВКА САМОЛЕТА

Нивелировку самолета производить по реперным точкам на обшивке крыла и фюзеляжа согласно нивелировочной схеме, прилагаемой к формуляру самолета.



Фиг. 88. Узлы крепления форсажной камеры к фюзеляжу.

1—правая направляющая фюзеляжа; 2—ролик; 3—винт; 4—контрольная шайба; 5—левая направляющая фюзеляжа; 6—сфера.

ГЛАВА XIII

ЗАМЕНА ДВИГАТЕЛЯ НА САМОЛЕТЕ

1. ДЕМОНТАЖ КОММУНИКАЦИИ И СНЯТИЕ ДВИГАТЕЛЯ С САМОЛЕТА

Двигатель снимается с самолета после расстыковки носовой и хвостовой частей фюзеляжа.

Для снятия с самолета двигателя:

- 1) закрыть перекрывной топливный кран и отсоединить топливopровод фильтра низкого давления двигателя, закрыв затем штуцер фильтра заглушкой;
- 2) отсоединить тяги управления дроссельным краном насоса ПН-9МА и стоп-кранами (фиг. 89);
- 3) отсоединить электропроводку генератора и стартера; затем разъединить 23- и 7-клеммные разъемы электроколлектора двигателя;
- 4) отсоединить трубку слива масла и дренажные трубки коробки приводов;
- 5) отсоединить от двигателя трубу питания кабины воздухом;
- 6) отсоединить коммуникации от гидронасосов, установленных на коробке приводов;
- 7) снять гидросистемы и мешающие снятию двигателя коммуникации;
- 8) разъединить коммуникации с противоположного коллектора двигателя;
- 9) снять с двигателя заливную масляную горловину, кронштейн и пружинную тягу фиксации стоп-крана, датчик давления топлива и масла и датчик температуры масла;
- 10) снять с двигателя форсажную камеру, для чего, отсоединив от нее топливо и электропровод, отвернуть болты, крепящие форсажную камеру к корпусу турбины;
- 11) подвесить двигатель (не поднимая его) краном грузоподъемностью не менее 1,5 т за рамы с помощью специальных подвесок;
- 12) отсоединить крепления двигателя к верхнему двойному подкосу рамы и снять крышки цапф основного крепления;
- 13) приподнять двигатель краном, отвести назад и установить его на подставку;
- 14) снять с цапф двигателя шаровые эксцентриковые опоры (втулки) и установить их на раму двигателя.

Примечание. Консервацию эксцентриковых опор производить согласно инструкции по обслуживанию двигателя ВК-1ф.

2. ПОДГОТОВКА НОВОГО ДВИГАТЕЛЯ К УСТАНОВКЕ НА САМОЛЕТ

- 1) Смонтировать на вновь устанавливаемый двигатель после его внешней расконсервации:

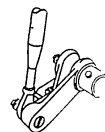
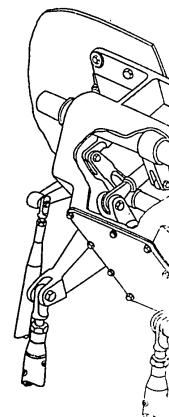
- а) коробку приводов самолетных агрегатов (если она не была установлена на двигателе);
- б) датчики манометров топлива и масла, датчик термометра масла и датчик тахометра;
- в) гидронасосы и генератор на коробку приводов самолетных агрегатов;
- 2) установить форсажную камеру после установки двигателя на самолет и проверить ее работу согласно указаниям инструкции по эксплуатации двигателя ВК-1ф;
- 3) снять масляную горловину двигателя и закрыть образовавшееся после этого отверстие временной заглушкой;
- 4) переставить рычаги управления дроссельным и стоп-краном в соответствии с положением этих рычагов на снятом двигателе (фиг. 90, 91).

3. УСТАНОВКА ДВИГАТЕЛЯ НА САМОЛЕТЕ

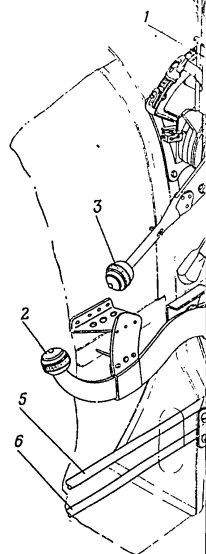
- 1) Поднять краном подготовленный к установке двигатель и установить его на самолет;
- 2) закрепить двигатель в узлах рамы;

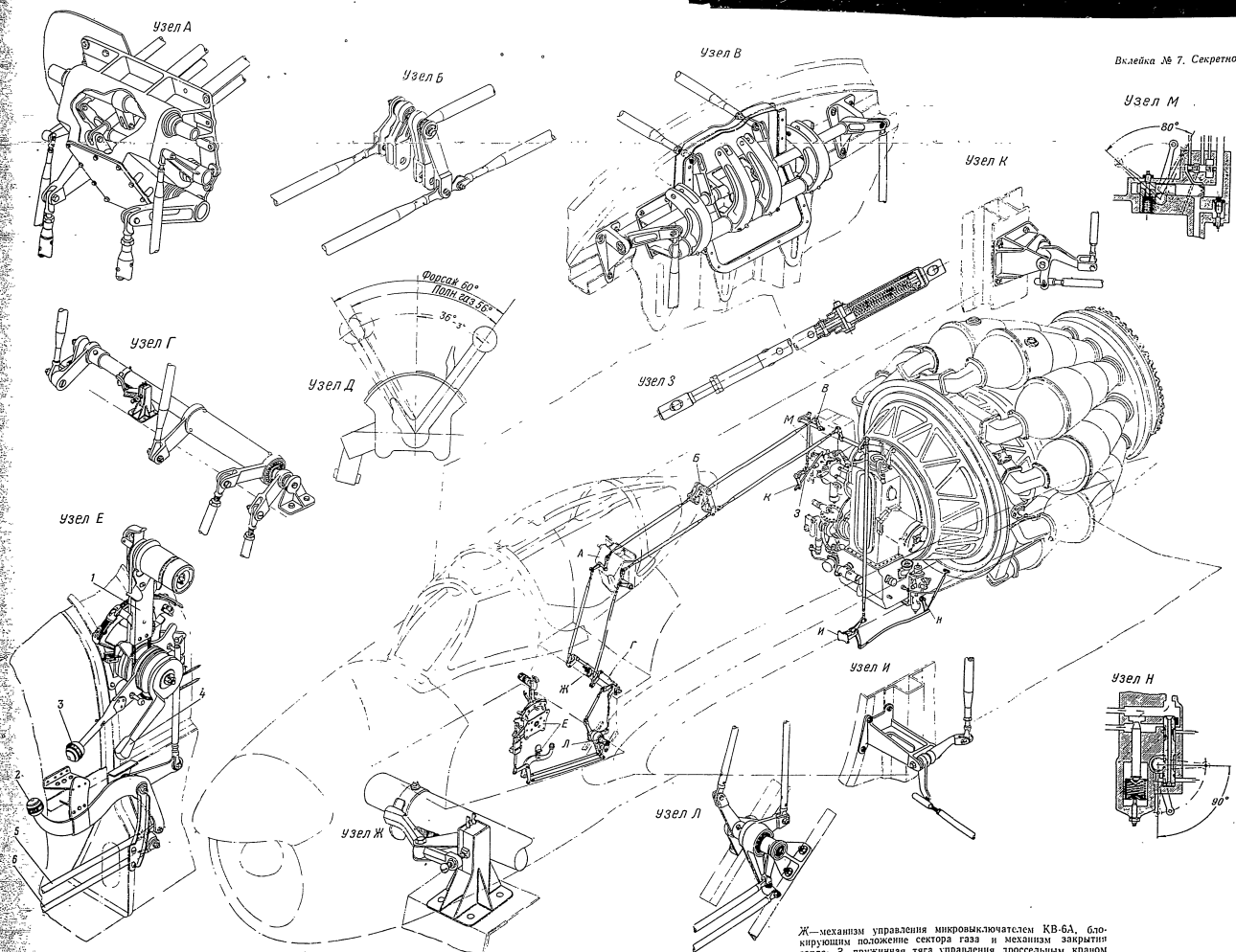
Примечание. Перед затяжкой крышек узлов крепления цапф двигателя необходимо шаровые эксцентричные опоры цапф повернуть таким образом, чтобы риски на них совпали с рисками на узлах рамы. Этим будет сохранена нивелировка двигателя.

- 3) установить на двигателе форсажную камеру.
- ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ.** 1. После установки на двигателе форсажной камеры под сварной пояс на задней ее части подставить козлов.
2. Запрещается буксировка самолета при установленной на двигателе форсажной камере и расстыкованных носовой и хвостовой частями фюзеляжа.
 3. Снять временную заглушку и установить на двигателе самолетную заливную масляную горловину.
 - 4) установить кронштейн и пружинную тягу фиксации рычага стоп-крана в крайних положениях;
 - 5) подсоединить топливную проводку к фильтру двигателя, открыть перекрывной топливный кран и законтрить его;
 - 6) включить в сеть 23- и 7-клеммные разъемы электроколлектора двигателя, подключить электропроводку к генератору, электростартеру, форсажной камере и датчикам приборов;
 - 7) проверить, нет ли заеданий в тягах управления при перемещении рычагов управления двигателем и стоп-крана из кабины летчика и соблюдены ли зазоры между рычагами и упорами в кабине при положении рычагов дроссельного и стоп-крана на двигателе на упорах (фиг. 92);



узел Е





А—колонка с качалками в герметизированной коробке на шпангоуте № 9; Б—колонка качалок у шпангоута № 11; В—колонка с качалками управления самолетом и двигателем на шпангоуте № 13; Г—колонка с качалками на шпангоуте № 8; Д—схема угловых отклонений рычага управления двигателем; Е—колонка рычагов управления; Ж—рычаг управления дроссельным краном насоса ПН-9МА; З—рычаг управления стоп-краном; И—рычаг управления краном заправки; К—рычаг зажимного устройства; Л—сечение по дроссельному крану; М—сечение по стоп-крану и распределителю топлива.

Ж—механизм управления микровыключателем КВ-6А, блокирующим положение сектора газа в механизме закрытия сопла; З—пружинная тяга управления дроссельным краном насоса ПН-9МА; И—узел качалки управления стоп-краном на шпангоуте № 13; К—узел качалки управления дроссельным краном на шпангоуте № 13; Л—узел качалки управления двигателем у шпангоута № 8; М—сечение по дроссельному крану; Н—сечение по стоп-крану и распределителю топлива.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. При проверке работы управления двигателем обратить внимание на наличие следующих зазоров между рычагом и упорами на секторе в крайних положениях, причем в этих положениях рычаг на ПН-9МА двигателя должен быть прижат к регулировочным винтам:

а) рычаг 1 сектора в положении малого газа должен включить микровыключатель и не доходить выступа упора 2 на 1,2—0,2 мм.

При отсоединенных тягах рычаг на секторе должен доходить до упора за счет свободного хода микровыключателя;

б) рычаг 1 сектора в положении малого газа двигателя должен иметь зазор 1—1,5 мм между передним выступом 5 гашетки и упором 6 форсажа. При этом кулачок 7 рычага с гашеткой должен иметь зазор относительно головки 8 нажимного устройства, включающего микровыключатель форсажа.

Шток 9 нажимного устройства должен иметь зазор 3 мм с кнопкой микровыключателя, а регулировочная гайка 10 на штоке — зазор 5—6,1 мм с упором 11 на кронштейне крепления микровыключателя.

в) при перемещении рычага 1 в положение форсажа должно быть обеспечено включение микровыключателя и полное зацепление зуба отгибной гашетки 5 за зуб упора 6, при этом рычаг 1 должен доходить до верхнего переднего упора 3 на секторе.

В этом положении допускается люфт рычага, необходимый для захода зуба отгибной гашетки за зуб упора фиксации форсажа, при котором не происходит выключения микровыключателя. Указанное положение обеспечивается перемещением штока 9.

При ходе рычага в пределах люфта, регулируемой гайкой 10 нажимного штока и упором 11 кронштейна микровыключателя, должен быть зазор не более 0,2 мм (форсаж включен).

Регулировка зазора производится изменением положения головки 8 на штоке 9 нажимного устройства микровыключателя.

2. Промежуточный упор 4 сектора должен быть установлен на 8800 об/мин при работе двигателя на земле и прижат винтом к гребенке со стороны выступа (зуба) упора (винт должен быть закручен в отверстие, ближайшее к зубу упора).

При перемещении за 1,5—2 сек. рычага сектора переднего положения назад рычаг должен на мгновение задерживаться промежуточным упором.

8) установить бачок гидравлической системы, коробки приводов, насосы основной гидросистемы, смонтировать коммуникации гидравлической системы, идущие от бачка к насосам гидравлической системы;

9) подсоединить противопожарные трубки к электродвигателю;

10) подсоединить трубопровод нагнетания топлива в кабину летчика;

11) проверить управление форсажной камерой, работоспособность электродвигателя МГ-2, запуск и управление регулируемого сопла.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Микровыключатель, установленный в системе управления соплом, не должен находиться на участке от 36 до 60° хода рычага управления открытия сопла при увеличении оборотов двигателя.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. При проверке регулировки управления двигателем обратить внимание на наличие следующих зазоров между рычагом управления и упорами на секторе в крайних положениях рычага, причем в этих положениях рычаг на насосе ПН-9МА двигателя должен быть прижат к регулировочным винтам:

а) рычаг 1 сектора в положении малого газа должен включить микровыключатель и не доходить до выступа упора 2 на $1,2 \pm 0,2$ мм.

При отсоединенных тягах рычаг на секторе должен доходить до упора за счет свободного хода микровыключателя;

б) рычаг 1 сектора в положении на полной тяге двигателя должен иметь зазор $1-1,5$ мм между передним выступом 5 гашетки и упором 6 фиксации форсажа. При этом кулачок 7 рычага сектора должен иметь зазор относительно головки 8 нажимного устройства, включающего микровыключатель форсажа.

Шток 9 нажимного устройства должен иметь зазор 3 мм с кнопкой микровыключателя, а ограничительная гайка 10 на штоке — зазор $5 \pm 0,1$ мм с выступом 11 на кронштейне крепления микровыключателя;

в) при перемещении рычага 1 в положение форсажа должно быть обеспечено включение микровыключателя и полное зацепление зуба отпущенной гашетки 5 за зуб упора 6, при этом рычаг 1 должен доходить до верхнего переднего упора 3 на гребенке сектора.

В этом положении допускается люфт рычага (необходимый для захода зуба отпущенной гашетки за зуб упора фиксации форсажа), при котором не происходит выключения микровыключателя. Указанное положение обеспечивается перемещением упоров 3 и 6. При ходе рычага в пределах люфта, между ограничительной гайкой 10 нажимного штока и выступом 11 кронштейна микровыключателя допускается зазор не более $0,2$ мм (форсаж включен).

Регулировка зазора производится изменением положения головки 8 на штоке 9 нажимного устройства микровыключателя.

2. Промежуточный упор 4 сектора должен быть установлен на 8800 об/мин при работе двигателя на земле и прижат винтом к гребенке со стороны выступа (зуба) упора (винт должен быть завернут в отверстие, ближайшее к зубу упора).

При перемещении за $1,5-2$ сек. рычага сектора из переднего положения назад рычаг должен надежно задерживаться промежуточным упором.

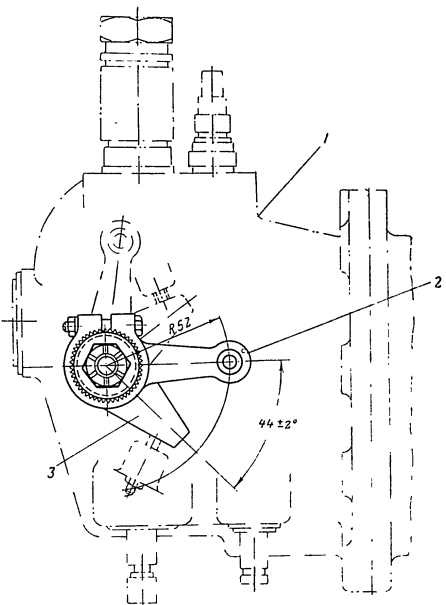
8) установить бачок гидравлической системы на коробку приводов, насосы основной гидросистемы и гидроусилителя, смонтировать коммуникации гидравлической системы, идущие от бачка к насосу, и дренажной системы;

9) подсоединить противопожарные трубки к коллектору двигателя;

10) подсоединить трубопровод нагнетания воздуха в кабину летчика;

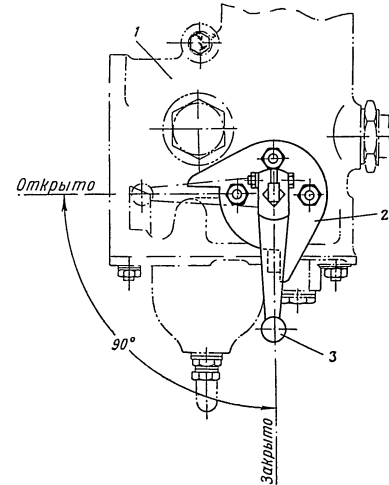
11) проверить управление форсажной камерой, работоспособность электродвигателя МГ-2, зажигания и управление регулируемого сопла.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Микровыключатель, установленный в системе управления соплом, не допускает на участке от 36 до 60° хода рычага управления открытия сопла при увеличении оборотов двигателя.



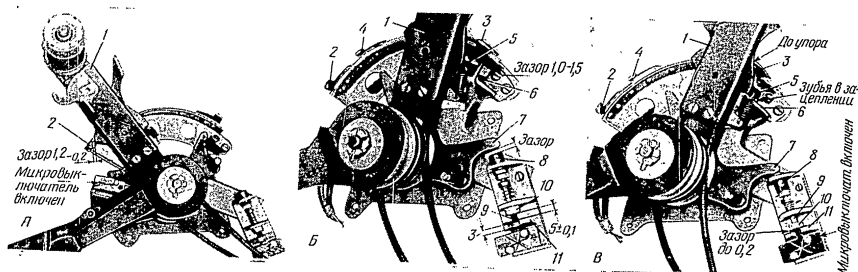
Фиг. 90. Установка рычага дроссельного крана на насосе ПН-9МА.

1—насос ПН-9МА; 2—рычаг; 3—флажок.



Фиг. 91. Установка рычага стоп-крана на распределителе АРТ-8В.

1—распределитель АРТ-8В; 2—упор; 3—рычаг.



Фиг. 92. Схема зазоров между упорами на секторе газа в трех его основных положениях.
1—рычаг сектора; 2—упор малого газа; 3—упор форсажа; 4—промежуточный упор; 5—выступ гашетки; 6—упор фиксации форсажа; 7—кулачок рычага сектора; 8—головка нажимного устройства; 9—шток нажимного устройства; 10—ограничительная гайка; 11—выступ кронштейна.

Разрыв цепи микровыключателя осуществляется нажатием кулачка, связанного с микровыключателем рычагом и установленного в системе тяг управления двигателем за сиденьем летчика (см. фиг. 89, узел Ж). Микровыключатель должен быть нажат на участке от 35° до 60° хода рычага сектора газа в кабине.

Микровыключатель должен иметь свободный ход после того, как будет нажат кулачком.

4. РАСКОНСЕРВАЦИЯ ДВИГАТЕЛЯ ПЕРЕД ПЕРВЫМ ЕГО ЗАПУСКОМ

После заправки двигателя маслом произвести внутреннюю его расконсервацию следующим образом:

1) провести для смывки оставшейся от консервации смазки с внутренних частей двигателя и форсажной камеры два-три ложных запуска двигателя от электростартера при выключенном зажигании и открытом стоп-кране. При достижении во время запуска 600—700 об/мин рычаг управления двигателем перевести за упор максимальных оборотов в положение «Форсаж включен».

Ложные запуски закончить, как только из дренажа камер сгорания двигателя начнет выливаться чистое топливо без консервационной смазки;

2) провести две-три прокрутки двигателя с выключенным зажиганием и закрытым стоп-краном для тщательного удаления продувки оставшегося в нем топлива.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Не производить подряд более трех прокруток двигателя во избежание перегрева электростартера. Последующие после этого прокрутки производить не ранее чем через 15—20 мин.

2. При прокрутках двигателя рычаг управления двигателем должен стоять на упоре малого газа до

тех пор, пока не начнет действовать пусковая панель, после чего рычаг управления можно перемещать.

3. Расконсервацию двигателя производить только с отстыкованной хвостовой частью фюзеляжа, так как в противном случае топливо, попадая через телескопическое соединение форсажной камеры в хвостовую часть фюзеляжа, может при опробовании двигателя загореться.

5. ПЕРВЫЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ

Запуск и опробование работы двигателя с форсажной камерой производится согласно указаниям разд. «Проверка работы двигателя» гл. 1.

При опробовании работы двигателя:

1) проверить работу агрегатов двигателя и контрольных приборов, а также герметичность топливной и масляной систем;

2) на режиме малого газа обратить внимание на выявление возможных подтеканий топлива и масла в местах соединений трубопроводов. Если при осмотре будут обнаружены подтекания топлива и масла, которые не удастся устранить на работающем двигателе, двигатель выключить, затем устранить дефекты и вновь запустить;

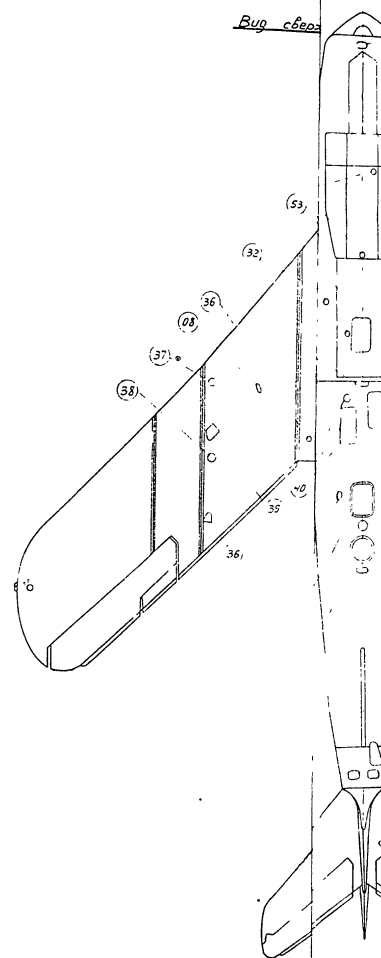
3) после опробования двигателя на самолете проводить работы, предусмотренные предполетным осмотром, и дополнительно:

а) слить масло из коробки масляных насосов;
б) снять, осмотреть и промыть масляные фильтры, затем залить в коробку чистое масло;
в) затянуть гайки крепления крышек масляных фильтров предварительно от руки, а затем ключом;
г) снять, осмотреть и промыть фильтрующий пакет топливного фильтра.

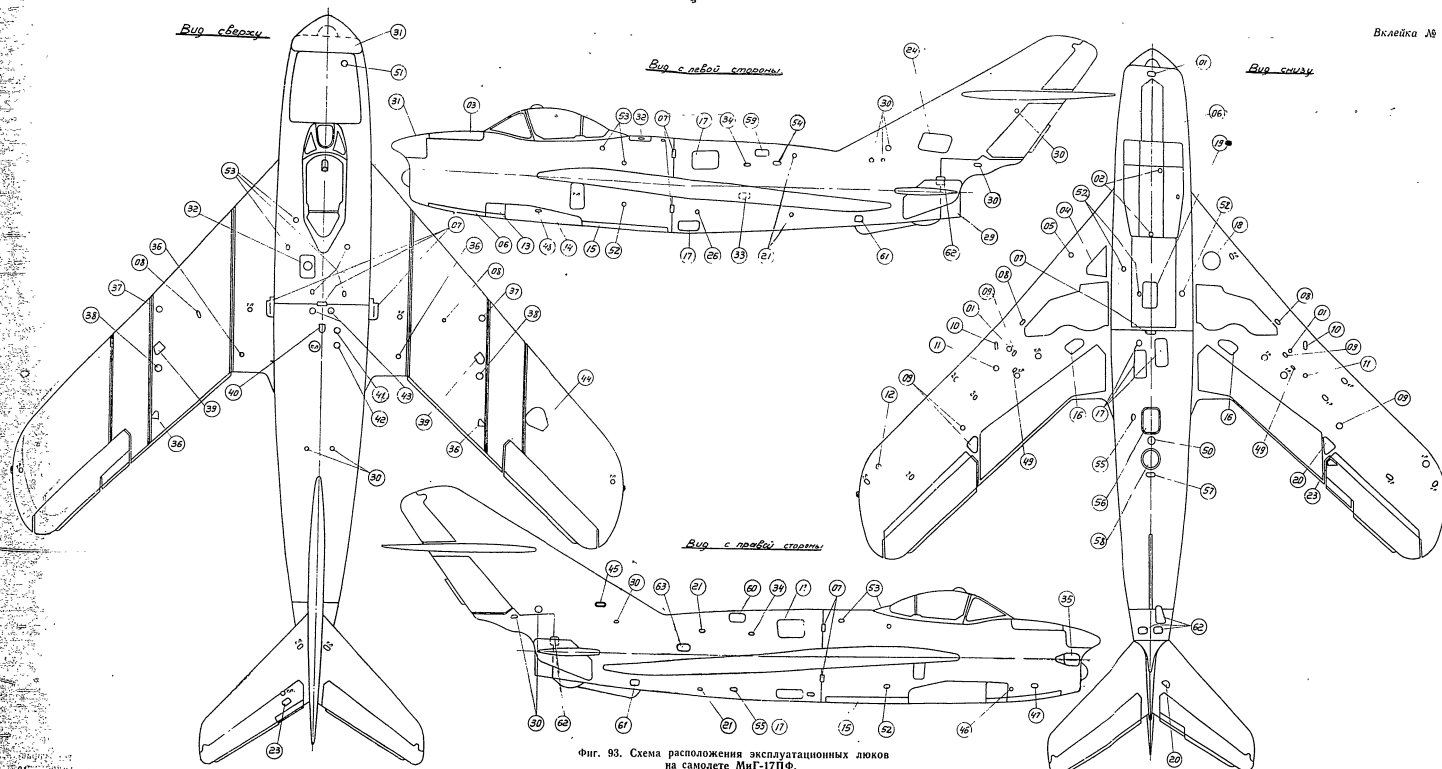
Примечание. На самолетах, не имеющих лючка для просмотра места присоединения топливопровода к форсажной камере, первый запуск двигателя производить при отстыкованной хвостовой части фюзеляжа.

В качестве справочных материалов приведены: на фиг. 93 и 94 — размещение на самолетах МиГ-17ПФ и МиГ-17Ф эксплуатационных люков; на фиг. 95—

эксплуатационные разъемы самолета МиГ-17ПФ; на фиг. 96 — схема расположения штепсельных разъемов самолета МиГ-17Ф.



01—люк упора козелка; 02—люки затвора; 03—верхний носовой люк; 04—люк гидростартера; 05—люк гидростартера; 06—люк гидростартера; 07—люки стыковых частей фюзеляжа; 08—люки стыковых частей фюзеляжа; 09—люки стыковых частей фюзеляжа; 10—люки замков специальной подвески; 11—люки замков специальной подвески; 12—люки замков специальной подвески; 13—люки замков специальной подвески; 14—люки замков специальной подвески; 15—люк переднего топливного бака; 16—люк переднего топливного бака; 17—люк переднего топливного бака.



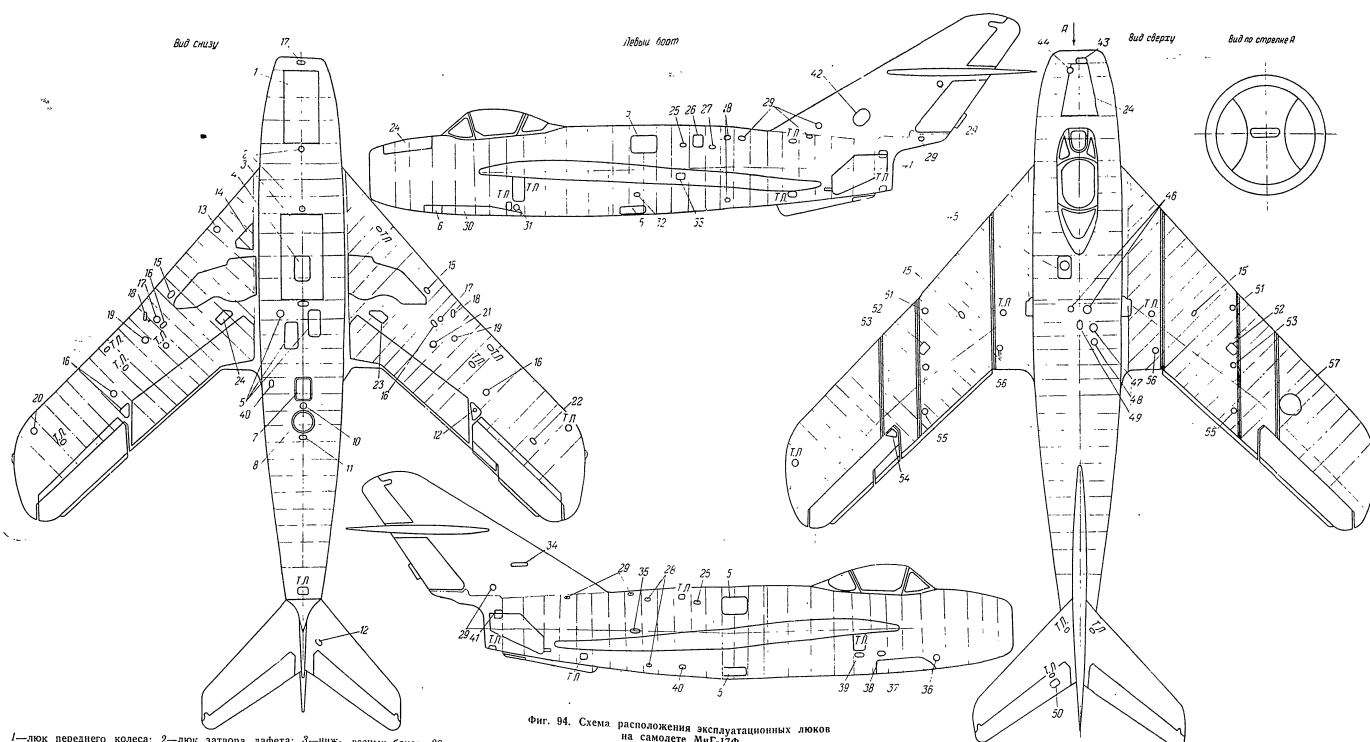
Фиг. 93. Схема расположения эксплуатационных люков на самолете МиГ-17ПФ.

01—люк убора козелки; 02—люки затворов лафета оружия; 03—вершинный носовой люк; 04—люк гидроусилителя; 05—люк качалки гидроусилителя; 06—шток носовой стойки переднего колеса шасси; 07—люки стыковых болтов носовой и хвостовой частей фюзеляжа; 08—люки болтов стоек основной и хвостовой стоек шасси; 09—люки качалок управления элеронами; 10—люки замков специальной подвески; 11—люки штуцеров подвесных топливных баков; 12—люк разъема и слива конденсата системы приемника ПВД; 13—люк для подхода к стойке переднего колеса шасси; 14—люк лафета оружия; 15—люк переднего топливного бака; 16—люки цилиндров управления закрылками; 17—люки для осмотра

двигателя; 18—фара; 19—люк для слива топлива из 1-го бака; 20—люк электромеханизма УТ-6Д триммера элеронов; 21—люки термопар двигателя; 22—люк качалки триммера элерона; 24—люк аккумулятора, агрегатов дистанционного компаса ДГМК-3 и релейной коробки; 26—люк для включения насосов названного обслуживания самолета; 29—хвостовой обтекатель; 30—люки качалок управления самолетом; 31—обтекатель антенны радиолокационной станции РП-1; 32—люк для заливки топлива в 1-й бак; 33—люк для подключения электрической сети самолета к электрическим источникам аэродомного питания; 34—люки пусковых блоков; 35—фотоузелет С-13; 36—люки замков закрылков;

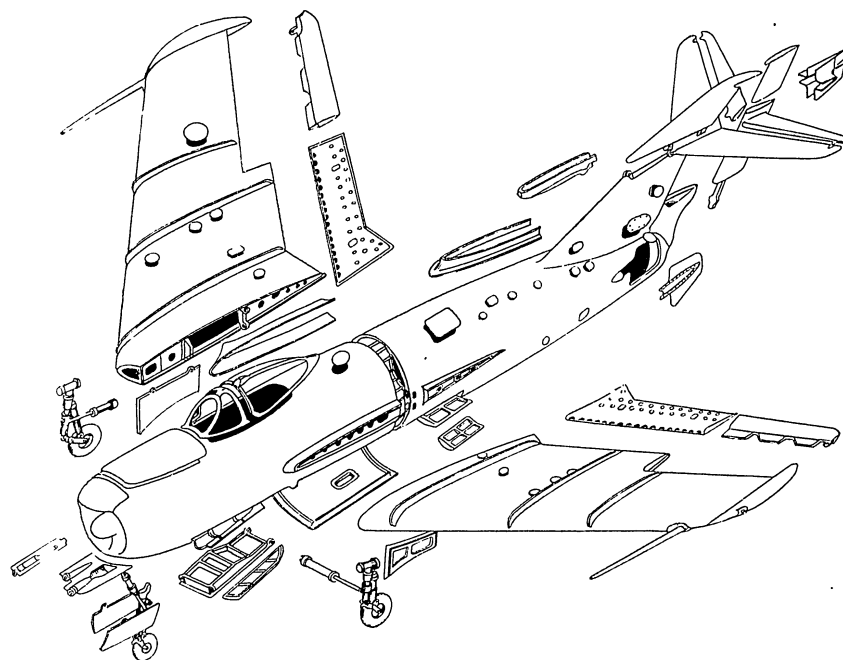
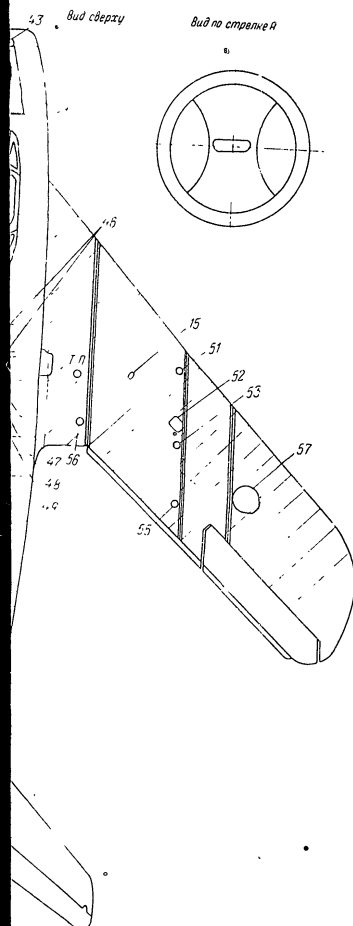
37—люки мостов специальной подвески; 38—люки качалок управления закрылками; 39—люк к узлам системы подкачки воздуха подвесного бака; 40—люк для заливки масла; 41—люк для заливки смеси в основную гидросистему; 42—люк для заливки смеси в систему гидроусилителя; 43—люки разъема тяг управления самолетом; 44—люк датчика дистанционного компаса ДГМК-3; 45—ракетница; 46—люк для разъема тяг управления самолетом; 47—люк для зарядки воздушной системы воздуха; 48—заглушка РД-21А; 49—люк выключателя автомата АОС; 50—люк патрубка, отводящего воздух; 51—люк для зарядки высотного оборудо-

вания кислородом и включения цепи взрыва самолетного радиооттегчика (СРО); 52, 53—люки подхода к креплению бака; 54—люк для заливки топлива во 2-й бак; 55—люк для слива топлива из 2-го бака; 56—рамка маркерного радиополенгатора МРП-48; 57—люк датчика рамки радиоконкомпаса АРК-5; 58—рамка радиоконкомпаса АРК-5; 59—люк гидрокранов ГА-13, термомонитор; 60—люк термомонитор; 61—люк разъема гидрокранов; 62—люк цилиндра управления положением сопла двигателя; 63—люк пусковой катушки и свечи камеры сгорания двигателя.



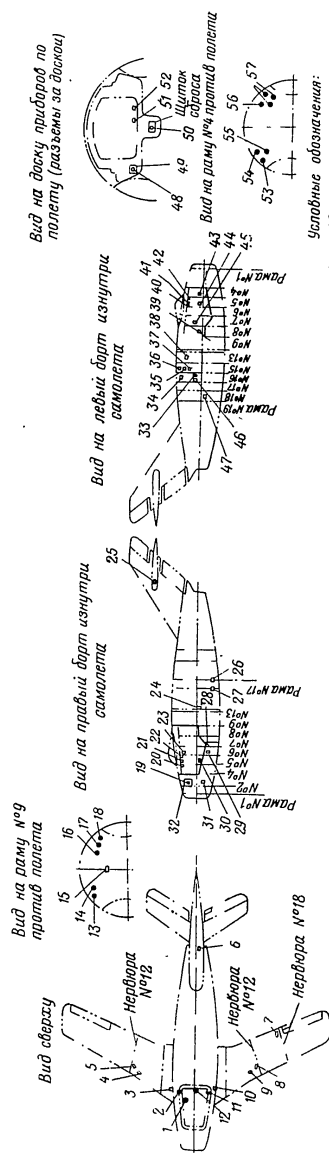
Фиг. 84. Схема расположения эксплуатационных люков на самолете МиГ-17Ф.

1—люк переднего колеса; 2—люк затвора лафета; 3—нижний топливный люк; 4—люк для слива топлива из 1-го бака; 5—люк для осмотра двигателя; 6—люк для подхода к стойке переднего колеса шасси; 7—рамка маркерного радиопередатчика МРП-48П; 8—рамка радиоконсоль АРК-5; 10—люк патрубка отвода воздуха; 11—люк дренажа двигателя; 12—люк электромеханика УГ-БД триммера элеронов; 13—люк качалки гидроусилителя; 14—люк гидроусилителя; 15—люк оси шасси; 16—люк качалок управления элеронами; 17—люк упоров для козлов подъема самолета; 18—люк замков специальной подвески; 19—люк штурвала подвесных баков; 20—люк разрыва и слива конденсата приемника ПВД; 21—люк механического указателя положения щитков-закрылков крыла; 22—люк разъема фидера к радиомыслотом-кам; 24—вершина крышка люка спецоборудования; 25—люк-ГА-13; 27—люк для заливки топлива во 2-й бак; 28—люк терморегулятора; 29—люк качалок управления рулями; 30—люк лафета оружия; 31—люк для регулировки радио-высотометра РВ-2; 32—люк для включения насоса наземного обслуживания самолета; 33—люк для подключения наземных электрических источников питания при аэродромном обслуживании самолета; 34—ракета; 35—установка КИМ-1А; 36—люк привода подъемного устройства зафета; 37—нижний правый люк; 38—люк для зарядки воздушной системы; 39—люк для кабелей радиоконсоль АРК-5; 40—люк для слива топлива из 2-го бака; 41—люк для подхода к шлангу сопла; 42—люк агрегатов дистанционного гироскопаса ДГМК-3; 43—люк фотопулемета С-13; 44—люк для зарядки кислородной системы; 45—люк для заливки топлива в 1-й бак; 46—люк разъема тяг управления; 47—люк для заливки смеси в основную гидросистему; 48—люк для заливки масла; 49—люк качалки триммера руля высоты; 51—люк мостов специальной подвески; 52—люк для подключения подвесных баков к топливной системе самолета; 53—люк качалок управления закрылками; 54—люк замков триммера элеронов; 55—люк замков закрылков; 56—люк разъема тяг управления самолетом; 57—люк датчика дистанционного консоль ДГМК-3.



Фиг. 95. Эксплуатационные разъемы самолета МиГ-17ПФ.

а в 1-й бак; 46—люк разъема тяг управ-
 для заливки смеси в основную гидросисте-
 я заливки смеси в систему гидроусилителя;
 люки масла; 50—люк качалки триммера ру-
 руления подвесных баков к топливной систе-
 мочки качалок управления закрылками; 54—лю-
 мера элеронов; 55—люки замков закрылков;
 а тяг управления самолетом; 57—люк датчи-
 станционного компаса ДГМК-3.



Условные обозначения:
 — электрические разъемы
 — неэлектрические разъемы

Фиг. 96. Схема расположения штепсельных разъемов электрической сети на самолете МиГ-17Ф.

1—герметичный 23-клемный разъем радиокомпас и маркерного прищипки; 2—герметичный разъем Р-10; 3—разъем Р-30; 4—разъем замка специальной подвески; 5—разъем Р-81; 6—разъем Р-36; 7—разъем Р-51; 8—разъем Р-80; 9—разъем специальной подвески; 10—разъем Р-28; 11—термический разъем Р-4; 12—герметичный 7-клемный разъем радиовысотомера РВ-2; 13—герметичный разъем Р-9; 14—герметичный разъем Р-8; 15—разъем Р-68; 16—герметичный разъем Р-7; 17—герметичный разъем Р-6; 18—герметичный разъем Р-5; 19—разъем Р-38; 20—разъем Р-20; 21—разъем Р-21; 22—разъем Р-58; 23—разъем Р-22; 24—разъем Р-39; 25—разъем Р-36; 26—разъем 4-клемный радиокомпас; 27—разъем 9-клемный радиокомпас; 28—разъем Р-16; 29—разъем Р-67; 30—разъем Р-53; 31—разъем Р-74; 32—аккумулятор; 33—разъем Р-32 на двигателе; 34—разъем Р-57; 35—разъем Р-34; 36—разъем Р-35; 37—разъем Р-30 на раме двигателя; 38—разъем Р-70; 39—разъем Р-60; 40—разъем Р-56; 41—разъем Р-25; 42—разъем Р-24; 43—разъем Р-23; 44—разъем Р-26; 45—разъем Р-59; 46—разъем Р-71; 47—разъем Р-33; 48—разъем Р-18; 49—шток сигнализации шасси; 50—разъем Р-17; 51—разъем Р-19; 52—разъем Р-72; 53—герметичный 3-клемный разъем для радиоответчика; 54—герметичный 4-клемный разъем радиоответчика; 55—герметичные 9-клемные разъемы радиостанции «Клен». Подход к разъемам Р-30, Р-32, Р-34, Р-35, Р-70 и Р-71 с левой внешней стороны фюзеляжа через верхний лок осмотра двигателя.

ПРОВЕРКА И РЕГУЛИРОВАНИЕ ЗАКРЫЛКОВ

Проверка и регулирование систем закрылков и их замками на самолете производится так же, как и на самолете МиГ-17.

1 ПРОВЕРКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ

Управление закрылками проверяется в следующих положениях закрылков:

- в убранном;
- во взлетном (угол отклонения 20°);
- в посадочном (угол отклонения 40°);
- в процессе движения в убранном.

Правильность регулировки системы управления закрылками определяется следующим образом:

а) Закрылки в убранном положении при нейтральном положении крана.

Проверить (фиг. 97):

- 1) вписываемость закрылка в контур крыла в сечении по АА между передней кромкой крыла и обшивкой крыла, который должен быть в пределах 0,5—2 мм;
- 2) зазоры в сечениях по ВВ и ВВ между закрылком и обшивкой крыла, который должен быть не менее 1,5 мм;
- 3) местное неплотное прилегание (провисание) по АА задней кромки закрылка к фюзеляжу в двух-трех местах по размаху закрылка, которое должно быть не менее 1 мм;
- 4) зазор по месту Н между рычагом СИ5700-70 и кромкой выреза в стенке крыла, который не должен быть менее 3 мм;
- 5) натяжение тросов синхронизации закрылков, которое должно быть в пределах 120 кг и замеряется тензомером;
- 6) выход штока из цилиндра управления, который должен быть в пределах 148,5—151,5 мм.

б) Закрылки во взлетном положении (угол отклонения 20°).

Проверить (см. фиг. 97):

- 1) отклонение закрылков в сечении по АА должно быть в пределах 141—151 мм;
- 2) измерение отклонения производится по № 13 крыла в плоскости рельсов;

ПРИЛОЖЕНИЕ I

ПРОВЕРКА И РЕГУЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ САМОЛЕТА И ИХ ЗАМКАМИ

Проверка и регулирование системы управления закрылками и их замками на самолете МиГ-17ПФ производится так же, как и на самолете МиГ-17.

1 ПРОВЕРКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ

Управление закрылками проверяется при следующих положениях закрылков:

- в убранном;
 - во взлетном (угол отклонения 20°);
 - в посадочном (угол отклонения 60°);
 - в процессе движения в убранное положение.
- Правильность регулировки системы управления закрылками определяется следующим образом.

а) Закрылки в убранном положении при нейтральном положении крана управления

Проверить (фиг. 97):

- 1) вписываемость закрылка в контур крыла по зазору в сечении по АА между передней кромкой закрылка и обшивкой крыла, который должен быть в пределах 0,5—2 мм;
- 2) зазоры в сечениях по ББ и ВВ между торцами закрылка и обшивкой крыла, которые не должны быть менее 1,5 мм;
- 3) местное неприлегание (провисание) в сечении по АА задней кромки закрылка к фальцу крыла в двух-трех местах по размаху закрылка, которое не должно быть более 1 мм;
- 4) зазор по месту Н между рычагом качалки СИ5700-70 и кромкой выреза в стенке нервюры № 14 крыла, который не должен быть менее 3 мм;
- 5) натяжение тросов синхронизации движения закрылков, которое должно быть в пределах 100—120 кг и замеряется тензометром;
- 6) выход штока из цилиндра управления, который должен быть в пределах 148,5—151,5 мм.

б) Закрылки во взлетном положении (угол отклонения 20°)

Проверить (см. фиг. 97):

- 1) отклонение закрылков в сечении по АА, которое должно быть в пределах 141—155 мм, причем измерение отклонения производится по нервюре № 13 крыла в плоскости рельсов;

- 2) несимметричность отклонения правого и левого закрылков, которая не должна быть более 7 мм.

в) Закрылки в посадочном положении (угол отклонения 60°)

Проверить (см. фиг. 97):

- 1) отклонение закрылков в сечении по АА, которое должно быть в пределах 434—454 мм, причем отклонение измеряется на нервюре № 13 крыла;
- 2) несимметричность отклонения правого и левого закрылков на нервюре № 13 крыла, которая не должна быть более 7 мм;
- 3) длину тяг толкателей, которые должны быть в пределах 390—396 мм. При этом разница в длине тяг толкателей на каждом из закрылков не должна быть более 3,0 мм (эскиз — вид на крыло снизу);
- 4) зазор между торцом плиты каретки и задним упором на рельсе, который не должен быть менее 1,5 мм;
- 5) натяжение тросов синхронизации закрылков, которое должно быть в пределах 100—120 кг.

Примечания. 1. Закрылок в отклоненном положении может иметь свободный люфт до 7 мм при приложенном к его задней кромке усилии от руки.

2. Допускается поворот роликов на осях кареток, при этом осевой люфт роликов на осях не должен превышать 0,2 мм.

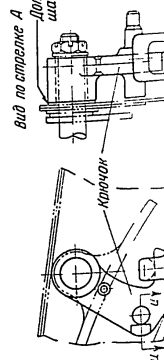
г) Закрылки в процессе движения в убранное положение

Проверить (см. фиг. 97):

- 1) заход торцевого упора закрылка на упор крыла в сечении по ДД, который должен происходить на последних 10—15 мм хода закрылка при движении его в убранное положение. На остальной части хода закрылка между упорами, а также между упором закрылка и кромкой обшивки крыла должен быть зазор не менее 1,5 мм;
- 2) расположение прорези на распорной втулке относительно плиты каретки, правильное взаиморасположение которых указано на виде по стрелке М и в разрезе по ЕЕ.

2. ПРОВЕРКА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАМКАМИ ЗАКРЫЛКОВ

Управление замками закрылков проверяется при отрегулированной и проверенной системе управления закрылками в следующих положениях:



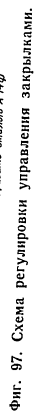
Фиг. 97. Схема регулировки управления закрылками.

Вид по стрелке А — Допускается постандартная шайбы 23450-12-22

$$\frac{1}{60N} 1050.4$$

Трост 7×19×3,5 (ГОСТ 2117-43)

НАТЯЖИНА ПРИЖИНА
(1290С 2-4 125)



109

а) при убранном положении закрывков;
б) в посадочном положении закрывков (при закрытых замках). Правильность регулировки управления замками закрывков определяется следующим образом.

а) Закрывки в убранном положении при нейтральном положении крана управления

Проверить (фиг. 98):

1) зазор между телом крючка замка и петлей подвески закрывка, указанный на виде по стрелке Ж, должен быть в пределах 0,5—3,0 мм. Этот зазор у крючка на нервюре № 16 крыла должен быть на 0,5—1,0 мм больше, чем зазор у крючка на нервюре № 9, но не выходить из предела 0,5—3 мм;

Примечание. 1. Измерение указанных зазоров производится в процессе трехкратной уборки закрывков через смотровые лючки на верхней обшивке хвостового отсека крыла.

2. Задняя кромка закрывка может иметь местные выпячивания из контура крыла, не превышающие 1 мм.

2) зазор между тыльной частью крючка и телом кронштейна петли подвески закрывка, который не должен быть менее 2,0 мм;

3) зазор между боковыми плоскостями крючка замка и петлями закрывка, указанный на виде по стрелке А, который не должен быть менее 1,5 мм.

б) Закрывки в посадочном положении при закрытых замках

Проверить (см. фиг. 98):

1) плотность (без зазора) прилегания упора крючка к упору на рельсе по нервюре № 9 крыла и наличие зазора 0,5—1,0 мм между упором крючка и упором на рельсе по нервюре № 16 (вид по стрелке Ж);

2) торцевой зазор в сечении по ИИ между упором крючка и стенкой хвостовика нервюры № 9 и 16 крыла, который не должен быть менее 1,0 мм;

3) расстояние от оси болта рычага качалки до стенки узла на нервюре № 9 крыла, которое должно быть равно 52—56 мм;

4) натяжение троса управления замками по его длине L, которая должна быть меньше расстояния А между осями болтов качалок на 25 ± 2 мм;

5) зазор в сечении по КК между кромкой паза в наконечнике тяги и втулкой рычага качалки, который должен быть в пределах 0,5—1,0 мм.

в) Синхронность (по окончании работ по пп. «а» и «б») выхода крючков замков из петель подвески закрывков

Для этого кратковременным переводом ручки крана управления закрывками в положение на выпуск сдвинуть с места крючки замков.

Разница в выходе из петель подвески закрывков концов крючков на нервюрах № 9 и 16 не должна быть более 3 мм и определяется визуально.

По окончании проверки и регулировки системы управления замками провести контрольное убирание закрывков. Правильно отрегулированная система управления замками должна обеспечить свободный заход петли на крючок в исходном закрытом положении при начальном давлении в гидросистеме не более 50 кг/см².

Примечание. При убранном положении закрывков в положении крана управления закрывками «На уборку» между рабочей плоскостью крючка и петлей закрывка допускается зазор до 0,3 мм, как это показано на виде по стрелке Ж.

3. РЕГУЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ

Если при проверке будет обнаружено, что система управления закрывками не удовлетворяет изложенным в разд. 1 техническим условиям, то ее следует отрегулировать. Для регулирования системы управления закрывками (см. фиг. 97):

1) убрать закрывки и поставить кран управления закрывками в нейтральное положение, разъединить тросы синхронизации и, вращая наконечники тяг, установить выход штоков цилиндров управления закрывками в пределах 148,5—151,5 мм (см. фиг. 97);

2) выпустить закрывки на 60°, затем:
а) установить длину обеих тяг толкателей закрывков согласно указаниям (п. «в» разд. 1). Соответственно установленным длинам тяг толкателей изменить длину соединительной тяги СИ5700-80, вращая ее наконечник через верхний лючок у нервюры № 14;

б) измерить отклонение закрывков, которое должно соответствовать техническим условиям (п. «в» разд. 1);

в) убедиться в том, что концевой выключатель ВК-44 имеет запас дополнительного хода, проверив его через верхний лючок у нервюры № 14 правого крыла;

3) убрать закрывки и поставить кран управления в нейтральное положение, затем проверить вписываемость закрывка в контур крыла согласно техническим условиям (п. «а» разд. 1);

4) убедиться в наличии зазора между рычагом качалки СИ5700-70 и кромкой выреза в стенке нервюры № 14 крыла согласно техническим условиям (п. «а» разд. 1);

5) соединить тросы синхронизации движения закрывков, затем затянуть их тандерами до натяжения 100—120 кг и законтрить проволокой;

Примечание. 1. При отсутствии зазора между передней кромкой закрывка и кромкой обшивки крыла решается подрезать нижнюю обшивку крыла, не затрагивая при этом полки заднего стрингера крыла.

2. Допускается увеличение зазора между задними кромками закрывка и крыла до 4 мм согласно сечению по А 1 на фиг. 97.

6) выпустить закрывки на 20°, а затем на 60° и проверить синхронность их выпуска и натяжение тросов синхронизации при выпущенных щитках закрывках;

7) убедиться после регулировки управления щитками-закрывками в том, что система управления щитками-закрывками и их замками соответствует техническим условиям (разд. 1 и 2).

4. РЕГУЛИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАМКАМИ ЗАКРЫЛКОВ

Регулирование системы управления замками производится при выпущенных закрывках и закрытых замках в следующей последовательности (см. фиг. 98):

1) ослабить вращением тандера натяжение троса $7 \times 19 \times 3,5$ (ГОСТ 2172—43);

2) установить, вращая тягу СИ5700-170 управления, рычаг качалки СИ5700-390 на расстоянии 52—56 мм от стенки узла на нервюре № 9 крыла и, вращая тягу СИ5700-330 обеспечить прилегание без зазора упора крючка замка к упору на рельсе у нервюры № 9 крыла, как это показано на виде по стрелке Ж;

3) натянуть тандером трос $7 \times 19 \times 3,5$ (ГОСТ

2172—43) так, чтобы его длина соответствовала техническим условиям п. «б» подразд. 2;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Коуш троса 7×19

должен прилегать к телу болта качалки СИ5700-390 под действием натяжной пружины 12-126. Возникновение зазора между коушем троса и болтом качалки может привести в процессе дальнейшей эксплуатации к нарушению синхронности движения закрывков, что повлечет за собой обрыв тросов синхронизации или поломку качалки управления закрывками.

4) довести изменением длины тяги СИ5700-170 у нервюры № 16 крыла зазор между упором крючка и рельсе до 0,5—1,0 мм, как это показано на виде по стрелке Ж;

5) установить изменением длины тяги СИ5700-330 зазор 0,5—1,0 мм между ее наконечником и кромкой выреза качалки, как это показано на виде по КК;

Примечание. Отрегулированная система обеспечивает заход крючков в замки закрывков в соответствии с техническими условиями разд. 2.

АНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ

ерке будет обнаружено, что система
ылками не удовлетворяет изложен-
техническим условиям, то ее следует
Для регулирования системы управ-
и (см. фиг. 97):

ылки и поставить кран управления
йтральное положение, разъединить
ации и, вращая наконечники тяг,
д штоков цилиндров управления за-
елах 148,5—151,5 мм (см. фиг. 97);
акрылки на 60°, затем:

длинну обеих тяг толкателей закрыл-
азаниям (п. «в» разд. 1). Соответ-
енным длинам тяг толкателей изме-
нительной тяги СИ5700-80, вращая
рез верхний лючок у нервюры № 14;
клонение закрылков, которое долж-
ть техническим условиям (п. «в»

в том, что концевой выключатель
ас дополнительного хода, проверить
й лючок у нервюры № 14 правого

ылки и поставить кран управления
оложение, затем проверить вписы-
ка в контур крыла согласно техн-
(п. «а» разд. 1);

в наличии зазора между рычагом
70 и кромкой выреза в стенке пер-
та согласно техническим условиям
);

тросы синхронизации движения за-
затянуть их тандерами до натяже-
и законтрить проволокой;

я 1 При отсутствии зазора между пе-
акрылка и кромкой обшивки крыла раз-
ить нижнюю обшивку крыла, не затраги-
яки заднего стрингера крыла.

увеличение зазора между задними кром-
крыла до 4 мм согласно сечению по АА

акрылки на 20°, а затем на 60° и
онность их выпуска и натяжение
зации при выпущенных щитках-

после регулировки управления щит-
и в том, что система управления
ками и их замками соответствует
виям (разд. 1 и 2).

ВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ АМКАМИ ЗАКРЫЛКОВ

системы управления замками про-
пущенных закрылках и закрытых
дующей последовательности (см.

вращением тандера натяжение тро-
ГОСТ 2172—43);

вращая тягу СИ5700-170 управле-
ки СИ5700-390 на расстоянии 52—
узла на нервюре № 9 крыла и,
5700-330 обеспечить прилегание без
ючка замка к упору на рельсе у
крыла, как это показано на виде по

тандером трос 7×19×3,5 ГОСТ

2172—43) так, чтобы его длина соответствовала
техническим условиям п. «б» подразд. 2;

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Коуш троса 7×19×3,5 мм
должен прилегать к телу болта качалки СИ5700-
380 под действием натяжной пружины 1290С2-4-
126. Возникновение зазора между коушем и бол-
том может привести в процессе дальнейшей экс-
плуатации к нарушению синхронности открытия
замков, что повлечет за собой обрыв тросов син-
хронизации или поломку качалки управления.

4) довести изменением длины тяги СИ5700-330
у нервюры № 16 крыла зазор между упором на
крючке и рельсе до 0,5—1,0 мм, как это показано
на виде по стрелке Ж;

5) установить изменением длины тяги СИ5700-170
зазор 0,5—1,0 мм между ее наконечником и втул-
кой рычага качалки, как это показано на сечении
по КК;

Примечание. Отрегулированная таким образом си-
стема обеспечивает заход крючков в петли закрылка в
соответствии с техническими условиями, изложенными в
разд. 2.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Отсутствие зазора между
тыльной частью крючка и телом кронштейна петли
подвески закрылка может привести к заклинива-
нию закрылков. Допускается подпиловка крючка
замка согласно эскизу, приведенному на фиг. 97,
для обеспечения этого зазора.

6) восстановить и проверить по окончании регу-
лирования системы контровку всех соединений;

7) нанести на концах муфт и наконечниках тан-
деров тросов черту (метку) красной краской, как
это показано на наконечнике тандера троса 7×
×19×3,5 (ГОСТ 2172—43).

5. ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ ДЛЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКАМИ И ИХ ЗАМКАМИ

По окончании регулирования системы управления
закрылками и их замками все места, где антикор-
розийное покрытие было нарушено, тщательно по-
крыть на дуралюминовых деталях прунтом АЛГ-1,
на стальных — эмалью А14ф и тщательно про-
сушить в течение суток при температуре 18—35°C.

ПРИЛОЖЕНИЕ 2

ПРОВЕРКА И УСТРАНЕНИЕ ВАЛЕЖКИ (КРЕНЕНИЯ) САМОЛЕТА

ОБЩИЕ УКАЗАНИЯ

Выявление и устранение валежки (кренения) самолета МиГ-17ПФ производится так же, как и самолета МиГ-17.

При испытании самолета на валежку могут встретиться следующие случаи:

а) валежка на всех скоростях полета с односторонним (налево или направо) креном и одноименным разворотом;

б) разносторонняя валежка на средних и максимальных скоростях полета без разворотов и с разворотами;

в) валежка и разворот только на средних скоростях и др.

Перед испытанием самолета на валежку необходимо проверить на земле положение элеронов с включенным гидроусилителем. При этом разность в отклонении правого элерона относительно левого (ножицы) при любом поперечном наклоне ручки летчика не должна превышать 3 мм.

Для устранения валежки и сопровождающих ее разворотов в конструкции самолета имеются следующие средства (фиг. 99): эксцентриковые втулки в узлах передних лонжеронов и поперечных балок крыла, специальные ножи на задней кромке крыльев и нож на задней кромке руля поворота.

После устранения валежки и разворотов в формуляр самолета должна быть внесена запись о пригодности самолета к эксплуатации с указанием скорости и высоты, на которых при испытании самолета были обнаружены валежка и развороты.

1. ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОПЕРЕЧНОЙ БАЛАНСРОВКИ САМОЛЕТА С ВЫКЛЮЧЕННЫМ ГИДРОУСИЛИТЕЛЕМ УПРАВЛЕНИЯ ЭЛЕРОНАМИ (см. фиг. 99)

Поперечная балансировка самолета на всем рабочем диапазоне скоростей и высот полета с выключенным гидроусилителем элеронов считается нормальной, если она обеспечивается отклонением задней кромки управляемого триммера элерона в пределах ± 10 мм, как это показано на эскизе № 3.

В случае если поперечная балансировка самолета не обеспечивается отклонением триммера элерона, то необходимо проверить нейтральное положение задней кромки элеронов и добиться, чтобы ножи на задних кромках элеронов были строго нейтральны, как это показано на эскизе № 2.

2. УСТРАНЕНИЕ ВАЛЕЖКИ ПРИ ОДНОСТОРОННЕМ КРЕНЕНИИ САМОЛЕТА С ПОМОЩЬЮ ЭКСЦЕНТРИКОВЫХ ВТУЛОК (см. фиг. 99)

Для устранения валежки самолета с односторонним кренением при включенном гидроусилителе следует с помощью эксцентриковых втулок изменить установочный угол крыла на земле следующим образом:

1) валежка самолета на правое крыло устраняется увеличением установочного угла правого крыла и уменьшением установочного угла левого. В этом случае эксцентриковую втулку правого крыла повернуть с помощью рычага вверх, а втулку левого крыла — вниз;

Примечание. При изменении установочного угла эксцентриковыми втулками элероны должны быть установлены в нейтральное положение.

2) валежка самолета на левое крыло устраняется увеличением установочного угла левого крыла и уменьшением установочного угла правого. В этом случае эксцентриковую втулку левого крыла повернуть вверх, а правого крыла — вниз;

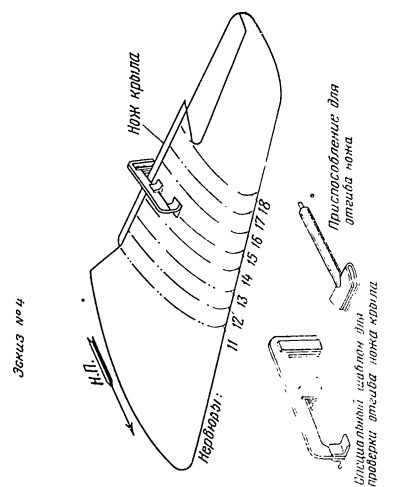
3) устранение кренения самолета необходимо производить, пользуясь обеими втулками в узлах переднего лонжерона и поперечной балки;

4) если в полете для парирования валежки требуется отклонение ручки на $1/4$ ее хода, что соответствует отклонению задней кромки элеронов (по нервюре № 18) на 20—25 мм, то втулку переднего лонжерона следует передвинуть от нейтрального положения на 22°, т. е. на одно деление;

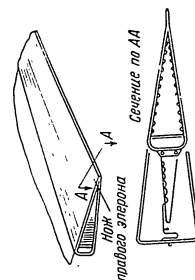
5) при необходимости для парирования валежки отклонения ручки более чем на $1/4$ ее хода втулки повернуть на 44° (два деления) и, если этого окажется недостаточно, втулки повернуть на 66° (три деления);

Примечание. При повороте эксцентриковой втулки переднего лонжерона на одно деление втулку среднего узла на поперечной балке необходимо повернуть в ту же сторону на одно деление, при повороте на два деления — на два деления и т. д.

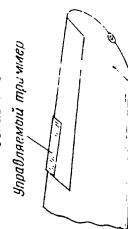
6) после заводских испытаний самолета положение эксцентриковых втулок заносится в таблицу, имеющуюся в первой части формуляра самолета. В дальнейшем в случае изменения положения втулок в процессе эксплуатации самолета их новое



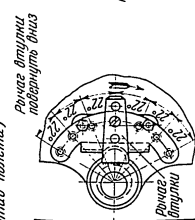
Эскиз № 2



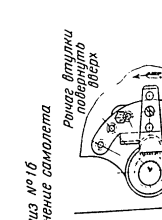
Эскиз № 3



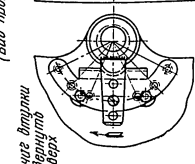
Эскиз № 1а



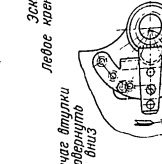
Эскиз № 1б



Эскиз № 1в



Эскиз № 1г



ПРИЛОЖЕНИЕ 2

ПОЛЕТА

И ОДНОСТОРОННЕМ С ПОМОЩЬЮ ВТУЛОК

олета с односторон-
ном гидроусилителе
овых втулок изме-
на земле следующим

на правое кры-
установочного угла
установочного угла
иковую втулку пра-
ью рычага вверх, а

ни установочного угла
ы должны быть уста-

на левое кры-
установочного угла
установочного угла
центриковую втулку
а правого крыла —

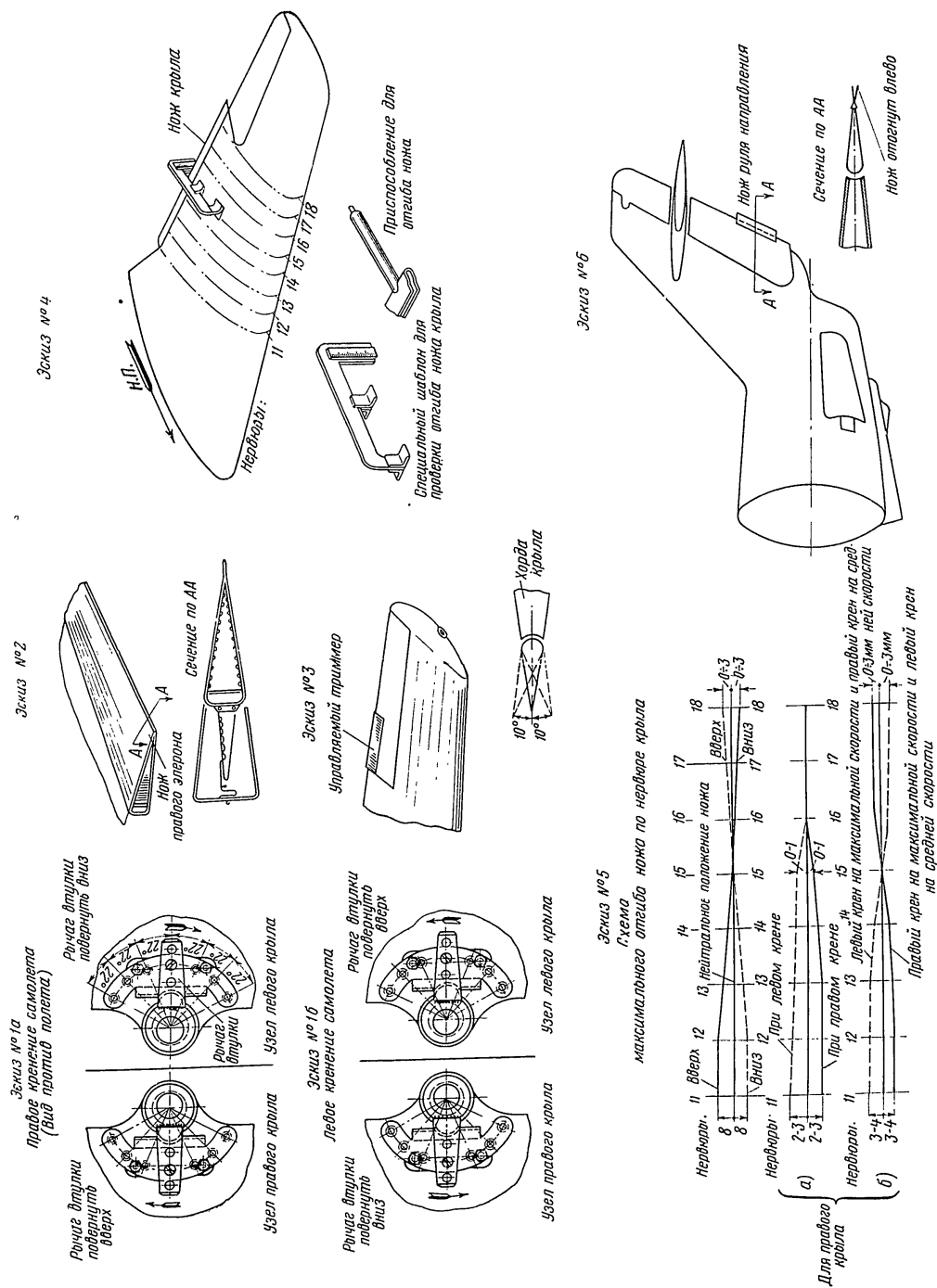
молета необходимо
втулками в узлах
той балки;

вания валежки тре-
ее хода, что соответ-
омки элеронов (по-
то втулку переднего
ть от нейтрального
о деление;

и, если этого ока-
вернуть на 66° (три

эксцентриковой втулки
ление втулку среднего
имо повернуть в ту же
роте на два деления —

ий самолета положе-
осится в таблицу,
ормуляра самолета.
ния положения вту-
самолета их новое



Фиг. 99 Конструктивные средства для устранения валежки самолета.

положение заносится в указанную выше таблицу в виде примечания.

Операции для поворота эксцентриковых втулок и последовательность их выполнения:

а) ослабить гайки переднего и среднего стыкового болтов;

б) расконтрить и повернуть втулки на нужное количество делений, затем законтрить их стопорным винтом;

Примечание. Поворот втулок производить легким постукиванием латушным бородком по рычагу втулки.

в) подтянуть гайки на переднем и среднем стыковых болтах.

Кроме описанного метода, устранение валежки на различных скоростях можно производить отгибом специального ножа, расположенного на задней кромке крыла между нервюрами № 11 и 18.

3. УСТРАНЕНИЕ РАЗНОСТОРОННЕЙ ВАЛЕЖКИ САМОЛЕТА НА РАЗЛИЧНЫХ СКОРОСТЯХ ПОЛЕТА

Для доводки самолета при разносторонней валежке на различных скоростях полета:

1) отгибать ножи на задней кромке крыльев, расположенные между нервюрами № 11—15, если валежка обнаруживается на максимальных скоростях полета (указанный участок ножей менее эффективен на средних скоростях полета);

2) отгибать ножи крыльев, расположенные между нервюрами № 15—18, если валежка обнаруживается на средних скоростях полета (указанный участок ножей менее эффективен на максимальных скоростях полета).

4. СПОСОБЫ ДОВОДКИ САМОЛЕТА, ИМЕЮЩЕГО ВАЛЕЖКУ И РАЗВОРОТЫ НА РАЗЛИЧНЫХ СКОРОСТЯХ ПОЛЕТА

(см. фиг. 99)

Если при испытаниях была обнаружена валежка самолета на средних и максимальных скоростях полета, причем на максимальных скоростях для устранения увеличивающегося крена требовалось отклонение ручки на $1/4$ — $1/3$ ее хода, то следует произвести отгиб ножей на задней кромке крыла на 2—3 мм у нервюры № 11 с плавным переходом отгиба до 0—1 мм у нервюры № 15. Эффект действия отгиба ножей проверять каждый раз в полете до устранения валежки;

Примечание. При правом крене нож правого крыла отгибать вниз, а левого крыла — вверх и, наоборот, при левом крене нож левого крыла отгибать вниз, а правого — вверх.

2) при валежке самолета только на средних ско-

ростях полета (на максимальных скоростях валежка исчезает) проверить нейтральное положение элеронов с включенным гидроусилителем и нейтральное положение ножей на их задних кромках. Если после доводки нейтрального положения элеронов останется незначительное кренение на средних скоростях полета, устранить его отклонением управляемого триммера элерона;

3) если валежка самолета возникает на средних скоростях, исчезая при переходе к максимальным, и на максимальных скоростях появляется вновь с креном в противоположную сторону, то проверить нейтральное положение элеронов с включенным гидроусилителем. После этого для устранения валежки отогнуть нож на задней кромке крыла на участке нервюры № 11—15 на 9—4 мм для устранения крена на максимальной скорости и на участке нервюры № 15—18 — на 1—2 мм для устранения крена на средней скорости. При этом при правом крене на максимальной скорости и при левом крене на средней скорости нож правого крыла на участке нервюры № 11—15 отогнуть вниз, а на участке нервюры № 15—18 — вверх. Соответственно правому крылу ножи левого крыла отгибаются в сторону, противоположную отгибу ножей правого крыла, как это показано на эскизе № 5;

4) если валежка самолета сопровождается разворотом, то, кроме устранения валежки, как это указано в пп. 1, 2 и 3, следует устранить и разворот самолета отгибом ножа на задней кромке руля направления в сторону разворота. При этом разворот вправо устраняется постепенным отгибом ножа вправо на 0,2—0,3 мм, а разворот влево — таким же по величине отгибом ножа влево. После каждого отгиба эффект его действия проверять в полете и повторять до устранения разворота.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. 1. Не отгибать ножи крыла более чем на ± 8 мм, так как дальнейшее увеличение отгиба становится мало эффективным и может привести к ухудшению балансировки самолета на средних скоростях.

2. Рекомендуемые в эксплуатации максимальные отгибы ножей приведены на фиг. 99.

3. Измерение отгиба ножей при доводке самолета производить по всем нервюрам от нервюры № 11 до № 18 шаблоном, входящим в комплект наземного оборудования (см. фиг. 99). Данные измерения после доводки самолета занести в его формуляр.

4. Максимальный отгиб ножа руля направления — не более 1,5 мм.

ПЕРЕЧЕНЬ ИНСТРУМЕНТА И П САМОЛЕТО

А. Д. 194

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежностей	На
-----------	--	----

1. ИНСТРУМЕНТА

Бортовая сумка СД7804-00, изм. 1944/00

1	Ключ Г-образный, $S=19$ мм	Для отгиба
2	Ключ, $S=55$ мм	Для отгиба
3	Ключ Г-образный, $S=22$ мм	Установка
4	Ключ двусторонний, $S=32 \times 36$ мм	Для отгиба
5	Ключ	Для отгиба
6	Ключ двусторонний, $S=9 \times 11$ мм	Для отгиба
7	Ключ двусторонний, $S=14 \times 17$ мм	Для отгиба
8	Ключ двусторонний, $S=19 \times 22$ мм	Для отгиба
9	Ключ двусторонний, $S=24 \times 27$ мм	Для отгиба
10	Ключ торцевой	Для отгиба
11	Ключ односторонний, $S=60$ мм	Для отгиба
12	Ключ, $S=46$ мм	Для отгиба
13	Ключ, $S=60$ мм	Для отгиба
14	Ключ, $S=185$ мм	Для отгиба
15	Отвертка, $l=150$ мм	Универсаль
16	Шило с деревянной ручкой, $\varnothing 5 \times 7$ мм	Для заплета
17	Отвертка, $l=150$ мм	Для отгиба
18	Ключ специальный накидной, $S=22 \times 24$ мм	Для отгиба
19	Ключ односторонний, торцевой, $S=19$ мм	Для отгиба
20	Ключ накидной, $S=17$ мм	Для отгиба
21	Ключ односторонний, $S=17$ мм	Для отгиба

ПРИЛОЖЕНИЕ 3

ПЕРЕЧЕНЬ ИНСТРУМЕНТА И ПРИНАДЛЕЖНОСТЕЙ ДЛЯ ОБСЛУЖИВАНИЯ САМОЛЕТОВ МиГ-17ПФ и МиГ-17Ф

А. ДЛЯ САМОЛЕТА МиГ-17ПФ

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежностей	Назначение инструмента и принадлежностей	Обозначение инструмента и принадлежностей по заводской спецификации	Количество в единицах
-----------	--	--	---	-----------------------

1. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ БОРТОВАЯ СУМКА СД7804-00

Бортовая сумка СД7804-00, имеющаяся на каждом самолете, содержит:

1	Ключ Г-образный, $S=19$ мм	Установка штуцеров воздушной системы	СД7804-50	1
2	Ключ, $S = 55$ мм	Подсоединение шланга пожарный кран — двигатель	С7804-29	1
3	Ключ Г-образный, $S=22$ мм	Установка штуцеров воздушной системы	СП7804-40	1
4	Ключ двусторонний, $S = 32 \times 36$ мм	Универсальное	С7804-31	1
5	Ключ	Для двойного запорного клапана	СИ7804-55	1
6	Ключ двусторонний, $S = 9 \times 11$ мм	Универсальное	С7804-50	1
7	Ключ двусторонний, $S = 14 \times 17$ мм	Универсальное	С7804-50	1
8	Ключ двусторонний, $S = 19 \times 22$ мм	Универсальное	С7804-50	1
9	Ключ двусторонний, $S = 24 \times 27$ мм	Универсальное	С7804-50	1
10	Ключ торцевой	Снятие колес шасси	СП7805-204	1
11	Ключ односторонний, $S = 60$ мм	Для гайки штуцера поплавкового клапана 1-го топливного бака	С7804-25	1
12	Ключ, $S = 46$ мм	Для соединения шлангов 1 и 2-го топливных баков	С7804-27	1
13	Ключ, $S = 60$ мм	Для соединения шлангов 1 и 2-го баков	С7804-28	1
14	Ключ, $S = 185$ мм	Для сливной пробки 2-го топливного бака	С7804-100	1
15	Отвертка, $l = 150$ мм	Универсальное	С7804-160	1
16	Шило с деревянной ручкой, $\varnothing 5 \times 7$ мм	Для заплетки тросов	С7804-170	1
17	Отвертка, $l = 150$ мм	Для крышек лючков, открывающих подход к двигателю	С7804-171	1
18	Ключ специальный накидной, $S = 22 \times 24$ мм	Для стыковых болтов частей фюзеляжа	С7804-210	1
19	Ключ односторонний, торцевой, $S = 19$ мм	Для гайки цапфы подвески двигателя	СД7804-180	1
20	Ключ накидной, $S = 17$ мм	Для гайки цапфы подвески двигателя	С7804-212	1
21	Ключ односторонний, $S = 17$ мм	Для разборки полушайбы основной ноги шасси	С7804-236	1

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежностей	Назначение инструмента и принадлежностей	Обозначение инструмента и принадлежностей по заводской спецификации	Количество в единицах
22	Шприц	Для заправки масленок передней стойки и основных стоек шасси	Ф7804-370	1
23	Ключ, $S = 19$ мм	Для заливной горловины подвесных топливных баков	С7804-430	1
24	Ключ торцевой тарированный	Для подвесных топливных баков	ТК1400СБ	1
25	Вороток, $\varnothing 12$ мм	Для ключа сливной пробки	С7804-19	1
26	Вороток	Для ключа гайки цапфы подвески двигателя	С7804-52	1
27	Вороток	Для ключа гайки цапфы подвески двигателя	С7804-141	1
28	Ключ торцевой, $S = 11 \times 11$ мм	Для крепления плиты 1-го топливного бака	С7803-20	1
29	Ключ двусторонний, $S = 19 \times 27$ мм	Для отвертывания гайки зарядного штуцера гидросистемы	С7803-40	1
30	Ключ	Для эксцентричной втулки навески двигателя	С7803-45	1
31	Ключ торцевой, $S = 14$ мм	Для установки 1-го топливного бака	С7803-50	1
32	Молоток весом 200 г слесарный с деревянной ручкой	Универсальное	31000/002	1
33	Ключ гаечный разводной	Универсальное	ГОСТ 7275-54	1
34	Плоскогубцы комбинированные, $l = 200$ мм	Универсальное	ГОСТ 5547-52	1
35	Острогубцы (кусачки), $l = 200$ мм	Универсальное	ГОСТ 7282-54	1
36	Круглогубцы, $l = 150$ мм	Универсальное	Готовое изделие	1
37	Зубило	Универсальное	31100/102	1
38	Круглогубцы, $l = 175$ мм	Универсальное	Готовое изделие	1
39	Бородок, $l = 50$ мм	Универсальное	31210/002	1
40	Бородок, $l = 120$ мм	Универсальное	31210/004	1
41	Бородок, $l = 150$ мм	Универсальное	31210/005	1
42	Молоток 400 г мягкий с деревянной ручкой	Универсальное	H1042-1 или 31003/001	1
43	Напильник плоский личной с ручкой, $l = 200$ мм	Универсальное	Готовое изделие	1
44	Нож технический с тремя наборами	Универсальное	Готовое изделие	1
45	Напильник круглый личной с ручкой, $l = 150-200$ мм	Универсальное	Готовое изделие	1
46	Тавотница с гибким шлангом	Под штуцер 121А	155Н428	1
47	Дюритовый шланг с хомутиком	Для спуска воздуха из топливного насоса двигателя		1
48	Кернер, $l = 100$ мм	Универсальное	31200/002	1
49	Отвертка, $l = 200$ мм с деревянными щечками	Универсальное	ГОСТ 5423-54	1
50	Ключ двусторонний, $S = 8 \times 9$ мм	Универсальное	32100/004	1
51	Ключ двусторонний, $S = 5 \times 7$ мм	Универсальное	32100/002	1
52	Ключ двусторонний, $S = 30 \times 32$ мм	Универсальное	32100/018	1
53	Отвертка, $l = 250$ мм с деревянной ручкой	Для крестообразных шлицев болтов	H2-№ 1	1
54	Ключ односторонний (укороченный), $S = 50$ мм	Для крестообразных шлицев болтов	H2-№ 2	2
55	Отвертка	Для болтов хвостового обтекателя	СИ7804-34	1
56	Напильник трехгранный (личной) с ручкой, $l = 150-200$ мм	Универсальное	СП7805-305	1
			Готовое изделие	1

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежности	Назначение инструмента и принадлежности
57	Ключ	Для открытия и закрытия
58	Ключ, $S = 36$ мм	Для расстыковки фланца
59	Ключ, $S = 36$ мм	Для соединения топливного бака в крыле
60	Ключ двусторонний, $S = 22 \times 27$ мм	Для соединения гидросистемы
61	Отвертка, $l = 150$ мм	Универсальное
62	Ключ торцевой, $S = 9 \times 11$ мм	Универсальное
63	Ключ двусторонний, $S = 14 \times 17$ мм	Универсальное
64	Ключ двусторонний, $S = 17 \times 19$ мм	Универсальное
65	Ключ двусторонний, $S = 9 \times 11$ мм	Универсальное
66	Ключ двусторонний, $S = 22 \times 24$ мм	Универсальное
67	Отвертка	Универсальное
68	Ключ, $S = 17$ мм	Для торцевого диска
69	Ключ односторонний, $S = 50$ мм	Универсальное
70	Ключ односторонний, $S = 41$ мм	Универсальное
71	Ключ торцевой, $S = 7 \times 9$ мм	Универсальное
72	Ключ торцевой шарнирный, $S = 9$ мм	Универсальное
73	Ключ торцевой, $S = 9$ мм	Для затворов лафета
74	Рукоятка	Для подъема лафета
75	Ключ	Для заводки пружины
76	Скоба	Для заводки пружины
77	Ключ	Для контрольной гайки механизма
78	Ключ, $S = 14$ мм	Для сброса сдвижной земли
79	Трос	Для взвода пружины

2. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СУМКА СД7805-00

Инструментальная сумка СД7805-00 на пять само-

1	Ключ гаечный двусторонний, $S = 9 \times 11$ мм	Для звеньев отводов и
2	Ключ гаечный двусторонний, $S = 14 \times 17$ мм	Универсальное
3	Ключ гаечный двусторонний, $S = 19 \times 22$ мм	Универсальное
4	Ключ гаечный двусторонний, $S = 22 \times 24$ мм	Универсальное
5	Ключ гаечный односторонний, $S = 32$ мм	Для зарядки стреляющей катапультируемого сиденья
6	Ключ торцевой, $S = 9$ мм	Для затворов лафета
7	Ключ торцевой двусторонний, $S = 22 \times 24$ мм	Для передних креплений
8	Ключ торцевой, $S = 14$ мм	Для регулировки прицела
9	Ключ торцевой	Для передних креплений
10	Ключ торцевой, $S = 14$ мм	Для подъемного устройства
11	Ключ торцевой, $S = 9 \times 11$ мм	Для переднего гильзового

Назначение инстру- мента и принадлеж- ностей по заводской спецификации	Количество в единицах
7804-370	1
7804-430	1
К1400СБ	1
7804-19	1
7804-52	1
7804-141	1
7803-20	1
7803-40	1
7803-45	1
7803-50	1
000/002	1
СТ 7275—54	1
СТ 5547—52	1
СТ 7282—54	1
Готовое изделие	1
100/102	1
Готовое изделие	1
210 002	1
210 004	1
210,005	1
или 31003/001	1
Готовое изделие	1
Готовое изделие	1
Готовое изделие	1
55Н428	1
1200/002	1
Т 5423—54	1
2100/004	1
2100/002	1
2100/018	1
2-№ 1	1
2-№ 2	2
7804-34	1
7805-305	1
Готовое изделие	1

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежности	Назначение инструмента и принадлежностей	Обозначение инстру- мента и принадлеж- ностей по заводской спецификации	Количество в единицах
57	Ключ	Для открытия и закрытия замка Д4-50	Готовое изделие, по- ступающее с замком Д4-50	1
58	Ключ, $S = 36$ мм	Для расстыковки фюзеляжа	СИ7804-107	1
59	Ключ, $S = 36$ мм	Для соединения топливного трубопро- вода в крыле	СИ7804-130	1
60	Ключ двусторонний, $S = 22 \times 27$ мм	Для соединения гидротрубок	СД7804-52	1
61	Отвертка, $l = 150$ мм	Универсальное	Готовое изделие	1
62	Ключ торцевой, $S = 9 \times 11$ мм	Универсальное	С7804-245	1
63	Ключ двусторонний, $S = 14 \times 17$ мм	Универсальное	СП7805-04	1
64	Ключ двусторонний, $S = 17 \times 19$ мм	Универсальное	СП7805-05	1
65	Ключ двусторонний, $S = 9 \times 11$ мм	Универсальное	СП7805-06	1
66	Ключ двусторонний, $S = 22 \times 24$ мм	Универсальное	32100/013	1
67	Отвертка	Универсальное	СП7805-214	2
68	Ключ, $S = 17$ мм	Для тормозного диска	СП7805-200	1
69	Ключ односторонний, $S = 50$ мм	Универсальное	СИ7804-641	1
70	Ключ односторонний, $S = 41$ мм	Универсальное	СИ7804-642	1
71	Ключ торцевой, $S = 7 \times 9$ мм	Универсальное	СИ7804-715	1
72	Ключ торцевой шарнирный, $S = 9$ мм	Универсальное	СИ7804-720	1
73	Ключ торцевой, $S = 9$ мм	Для затворов лафета	СИ7805-20	1
74	Рукоятка	Для подъема лафета	СД8618-510	1
75	Ключ	Для заводки пружины	ЭСД7804-150	1
76	Скоба	Для заводки пружины	ЭСД7804-160	1
77	Ключ	Для контрольной гайки стреляющего механизма	ЭСД7804-180	1
78	Ключ, $S = 14$ мм	Для сброса сдвижной части фонаря на земле	СП7804-331	1
79	Трос	Для взвода пружинного механизма	СП7805-333	1

2. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СУМКА СД7805-00 МЕХАНИКА ПО ВООРУЖЕНИЮ

Инструментальная сумка СД7805-00 на пять самолетов содержит:

1	Ключ гаечный двусторонний, $S = 9 \times 11$ мм	Для звеньеотводов и коробок	С7805-11	1
2	Ключ гаечный двусторонний, $S = 14 \times 17$ мм	Универсальное	32100/009	1
3	Ключ гаечный двусторонний, $S = 19 \times 22$ мм	Универсальное	32100/012	1
4	Ключ гаечный двусторонний, $S = 22 \times 24$ мм	Универсальное	32100/013	1
5	Ключ гаечный односторон- ный, $S = 32$ мм	Для зарядки стреляющего механизма катапультируемого сиденья	С7803-120	1
6	Ключ торцевой, $S = 9$ мм	Для затворов лафета	СИ7805-20	1
7	Ключ торцевой двусторон- ный, $S = 22 \times 24$ мм	Для передних креплений пушек	С7805-190	1
8	Ключ торцевой, $S = 14$ мм	Для регулировки прицела по вертикали	С7805-140	1
9	Ключ торцевой	Для передних креплений пушек	СИ7805-830	1
10	Ключ торцевой, $S = 14$ мм	Для подъемного устройства лафета	СИ7805-10	1
11	Ключ торцевой, $S = 9 \times 11$ мм	Для переднего гильзоотвода	СД7805-80	1

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежностей	Назначение инструмента и принадлежностей	Обозначение инструмента и принадлежностей по заводской спецификации	Количество в единицах
12	Ключ	Для стреляющего механизма катапультируемого сиденья	СД7504-82	
13	Отвертка	Для замков люков лафета и обтекателей стволов пушек	С7804-171	1
14	Отвертка, $l = 175$ мм с деревянными щечками	Для регулятора напряжения	ГОСТ 5423-54	1
15	Вороток	Для упоров специальных подвесок	С7805-160	1
16	Ключ гаечный двусторонний, $S = 5 \times 7$ мм	Универсальное	32100/002	1
17	Рукоятка тарированная	Для подъема и спуска лафета	СД8618-510	1
18	Назменные стопоры ручки катапультируемого сиденья и его стреляющего механизма	Для контровки на земле ручки катапультируемого сиденья и стреляющего механизма	СД7500-420	1
19	Ключ	Для открытия и закрытия замка Д4-50	Готовое изделие, поступающее с замком Д4-50	1
20	Ключ торцевой, $S = 14$ мм	Для заднего крепления пушек	СП7805-20	1
21	Ключ торцевой, $S = 17 \times 22$ мм	Для переднего крепления пушек	СП7805-40/А	1
22	Ключ, $S = 14$ мм	Для снятия лебедки, подъема и опускания лафета	СП7805-300	1
23	Ключ, $S = 14$ мм	Для стекла фотопулемета С-13	СП7805-208	1
24	Ключ торцевой, $l = 14 \times 17$ мм	Для фотопулемета С-13	СП7805-30	1
25	Ключ торцевой	Для болта крепления стреляющего механизма катапультируемого сиденья	СИ7804-260	1
26	Отвертка	Для крестообразных шлицев болтов	Н2- № 2	1
27	Поддержка	Для гайки крепления стреляющего механизма катапультируемого сиденья	СИ7804-270	1
28	Ключ	Для фотопулемета С-13	СП7805-50/А	1

3. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СУМКА СД7807-00 РАДИОТЕХНИКА

Одна инструментальная сумка на 15 самолетов содержит:

1	Ключ гаечный двусторонний, $S = 5 \times 7$ мм	Универсальное	32100/002	1
2	Ключ гаечный двусторонний, $S = 9 \times 11$ мм	Универсальное	32100/003	1
3	Ключ торцевой двусторонний, $S = 9 \times 11$ мм	Универсальное	С7804-245	1
4	Ключ торцевой, $S = 7 \times 3$ мм	Универсальное	СД7803-170	1
5	Отвертка, $l = 150$ мм	Универсальное	ГОСТ 5423-54	1
6	Отвертка	Универсальное	32001/003	1
7	Электропаяльник на 26 в	Универсальное	Н3-89	1
8	Плоскогубцы комбинированные, $l = 150$ мм	Универсальное	ГОСТ 5547-52	1
9	Круглогубцы, $l = 100-150$ мм	Универсальное	Готовое изделие	1
10	Острогубцы (кусачки) с лезвием 20 мм и $l = 100-150$ мм	Универсальное	ГОСТ 7282-54	1
11	Напильник трехгранный (личной), $l = 150-200$ мм	Универсальное	Готовое изделие	1
12	Молоток весом 100 г с деревянной ручкой	Универсальное	Н3441	1
13	Тигель	Для осушения силикагеля	СИ7804-660	1
14	Щетка волосная, $l = 160-200$ мм	Универсальное	Готовое изделие	1
15	Отвертка	Для переднего кока	СП7805-214	1
16	Отвертка	Для крестообразных шлицев болтов	Н2- № 1	1
17	Отвертка	Для контровки винта сельсина азимута блока АР-18-8	СП7805-215	1

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежностей	Назначение инструмента и принадлежностей
18	Напильник бархатный, $l = 200$ мм	Универсальное
19	Отвертка	Универсальное
20	Плоскогубцы, $l = 150$ мм	Универсальное

4. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СУМКА СД7806-00 МЕХАНИКА

Одна инструментальная сумка на 15 самолетов содержит:

1	Ключ гаечный двусторонний, $S = 5 \times 7$ мм	Универсальное
2	Ключ гаечный двусторонний, $S = 9 \times 11$ мм	Для крепления при
3	Ключ гаечный двусторонний, $S = 12 \times 14$ мм	Универсальное
4	Ключ гаечный двусторонний, $S = 17 \times 19$ мм	Для крепления про
5	Ключ гаечный двусторонний, $S = 24 \times 27$ мм	Для накладных гаск
6	Ключ гаечный двусторонний, $S = 9 \times 11$ мм	Для крепления при
7	Металлическое зеркало	Для проверки косо
8	Напильник, $l = 200$ мм, плоский (бархатный) с ручкой	Универсальное

Примечание. Инструмент сумки механика по ксило

5. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СУМКА СД7808-00

Одна инструментальная сумка на 15 самолетов содержит:

1	Ключ гаечный двусторонний, $S = 14 \times 17$ мм	Универсальное
2	Ключ гаечный двусторонний, $S = 5 \times 7$ мм	Универсальное
3	Ключ торцевой двусторонний, $S = 5 \times 7$ мм	Универсальное
4	Ключ торцевой односторонний, $S = 11$ мм	Для датчика тахомет
5	Отвертка с деревянными щечками, $l = 200$ мм	Универсальное
6	Отвертка с деревянными щечками, $l = 150$ мм	Универсальное
7	Отвертка с лезвием 4 мм	Универсальное
8	Отвертка с лезвием 2 мм	Универсальное
9	Шило	Для прочистки отвер
10	Ключ	Для открытия приж
11	Плоскогубцы комбинированные	Универсальное
12	Молоток весом 100 г с ручкой	Универсальное
13	Пинцет	Универсальное
14	Напильник, $l = 200$ мм (личной), трехгранный с ручкой	Универсальное
15	Ключ, $S = 22$ мм	Для гайки термопары

Количество
в единицах

04-82
-171
5423-54
-160
002
18-510
00-420
делие, посту-
вамком Д4-50
05-20
05-40/A
05-300
05-208
05-30
04-260
№ 2
04-270
05-50/A
002
0003
4-245
803-170
Т 5423-54
1/003
89
Т 5547-52
е изделие
Т 7282-54
е изделие
41
804-660
е изделие
805-214
№ 1
805-215

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежностей	Назначение инструмента и принадлежностей	Обозначение инструмента и принадлежностей по заводской спецификации	Количество в единицах
18	Напильник бархатный, $l = 200$ мм	Универсальное	Готовое изделие	1
19	Отвертка	Универсальное	СИ7804-735	1
20	Плоскогубцы, $l = 150$ мм	Универсальное	Нормаль АН-683 МАП шифр 54440-01	1

4. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СУМКА СД7806-00 МЕХАНИКА ПО КИСЛОРОДНОМУ ОБОРУДОВАНИЮ

Одна инструментальная сумка на 15 самолетов содержит:

1	Ключ гаечный двусторонний, $S = 5 \times 7$ мм	Универсальное	32100/002	1
2	Ключ гаечный двусторонний, $S = 9 \times 11$ мм	Для крепления прибора	32100/005	1
3	Ключ гаечный двусторонний, $S = 12 \times 14$ мм	Универсальное	32100/008	1
4	Ключ гаечный двусторонний, $S = 17 \times 19$ мм	Для крепления проходного штуцера	32100/010	1
5	Ключ гаечный двусторонний, $S = 24 \times 27$ мм	Для накидных гаек трубопровода	32100/015	1
6	Ключ гаечный двусторонний, $S = 9 \times 11$ мм	Для крепления прибора	С7804-245	1
7	Металлическое зеркало	Для проверки кислорода на влажность	СИ7806-12	1
8	Напильник, $l = 200$ мм, плоский (бархатный) с ручкой	Универсальное	Готовое изделие	1

Примечание. Инструмент сумки механика по кислородному оборудованию хромирован.

5. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СУМКА СД7808-00 МЕХАНИКА ПО ПРИБОРАМ

Одна инструментальная сумка на 15 самолетов содержит:

1	Ключ гаечный двусторонний, $S = 14 \times 17$ мм	Универсальное	С780450/8	1
2	Ключ гаечный двусторонний, $S = 5 \times 7$ мм	Универсальное	32100/002	1
3	Ключ торцевой двусторонний, $S = 5 \times 7$ мм	Универсальное	СД7803-160	1
4	Ключ торцевой односторонний, $S = 11$ мм	Для датчика тахометра	СД7803-180	1
5	Отвертка с деревянными щечками, $l = 200$ мм	Универсальное	ГОСТ 5423-54	1
6	Отвертка с деревянными щечками, $l = 150$ мм	Универсальное	ГОСТ 5423-54	1
7	Отвертка с лезвием 4 мм	Универсальное	32001/003	1
8	Отвертка с лезвием 2 мм	Универсальное	32001/001	1
9	Шило	Для прочистки отверстий термодар	СД7803-148	1
10	Ключ	Для открытия прижимной гайки стекла приборов	СД7803-149	1
11	Плоскогубцы комбинированные	Универсальное	ГОСТ 5547-52	1
12	Молоток весом 100 г с ручкой	Универсальное	НЗ441	1
13	Пинцет	Универсальное	Готовое изделие	1
14	Напильник, $l = 200$ мм (личной), трехгранный с ручкой	Универсальное	ГОСТ 1465-53	1
15	Ключ, $S = 22$ мм	Для гайки термодары	СП7804-120	1

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежностей	Назначение инструмента и принадлежностей	Обозначение инструмента и принадлежностей по заводской спецификации	Количество в единицах
16	Часовая отвертка с лезвием 2 и 4 мм	Универсальное	H-3442	1
17	Щетка волосная, $l = 160 - 200$ мм	Универсальное	Готовое изделие	1
18	Отвертка, $l = 200$ мм	Для крестообразных шлицев болтов	H2 № 2	1
19	Резиновый присос	Для снятия стекол приборов	СИ7804-728	1
20	Ключ торцевой двусторонний, $S = 9 \times 11$ мм	Универсальное	C7804-245	1
21	Ключ гаечный двусторонний, $S = 9 \times 11$ мм	Универсальное	C7805-11	1
22	Острогубцы (кусачки), $l = 100 - 150$ мм	Универсальное	ГОСТ 7282-54	1

6. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СУМКА СД7803-00 МЕХАНИКА ПО ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЮ

Одна инструментальная сумка на 15 самолетов содержит:

1	Ключ гаечный двусторонний, $S = 5 \times 7$ мм	Универсальное	32100/002	2
2	Ключ гаечный двусторонний, $S = 9 \times 11$ мм	Универсальное	32100/003	2
3	Ключ торцевой	Для арматуры СЛЦ-51	C7804-340	1
4	Ключ торцевой, $S = 6$ мм	Для распределительной коробки дистанционного компаса ДГМК-3	СД7803-150	1
5	Ключ, $S = 22$ мм	Для гайки термонары	СП7804-120	1
6	Ручка	К ключам для гаек штепсельных электроразъемов	СД7803-190	1
7	Ключ	Для гаек штепсельного разъема ШРГ-4	СД7803-200/1	1
8	Ключ	Для гаек штепсельных разъемов ШРГ-7 и ШРГ-3	СД7803-200/2	1
9	Ключ специальный	Для гаек штепсельного разъема ШРГ-13	СД7803-200/3	1
10	Ключ	Для гаек штепсельного разъема ШРГ-9	СД7803-200/4	1
11	Ключ	Для гаек штепсельных разъемов ШРГ-23 и ШРГ-19	СД7803-200/5	1
12	Ключ	Для вилки подключения аэродромных аккумуляторов	СД7803-200/6	1
13	Плоскогубцы комбинированные, $l = 150$ мм	Универсальное	ГОСТ 5547-52	1
14	Нож технический трехнаборный	Универсальное	Готовое изделие	1
15	Сверла цилиндрические углеродистые размеров: 1,1; 1,6; 2,7; 3,1; 3,6; 4,1; 5,1 мм	Универсальное	Готовое изделие	1 компл.
16	Лента изоляционная	Для изоляции электропроводов	Готовое изделие	1 бухта
17	Отвертка, $l = 150$ мм с деревянными щечками	Универсальное	ГОСТ 5423-54	2
18	Отвертка 4 мм	Универсальное	32001/003	2
19	Острогубцы (кусачки), $l = 150$ мм	Универсальное	ГОСТ 7282-54	1
20	Электропаяльник на 26 в	Универсальное	H3-389	1
21	Ключ торцевой двусторонний, $S = 11 \times 13$ мм	Универсальное	СИ7804-710	1
22	Ключ торцевой двусторонний, $S = 9 \times 11$ мм	Универсальное	СИ7804-245	1

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежностей	Назначение инструмента и принадлежностей
19	Ключ гаечный двусторонний, $S = 10 \times 12$ мм	Универсальное
20	Ключ	Для гаек электроразъемов ШРГ-26
25	Отвертка, $l = 200$ мм, с лезвием 7 мм	Универсальное
26	Отвертка	Для крестообразных шлицев болтов
27	Ключ гаечный двусторонний, $S = 11 \times 12$ мм	Универсальное
28	Ключ торцевой двусторонний, $S = 7 \times 9$ мм	Универсальное

7. ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫЙ ЯЩИК СИ9234-00/А НАЗЕМН

Один инструментальный ящик на 15 самолетов содержит:

1	Трос	Для установки 1-го топливного бака
2	Ключ	Для головки огнетушителя
3	Ключ, $S = 19$ мм	Для пусковой свечи
4	Ключ гаечный односторонний, $S = 30$ мм	Универсальное
5	Щипцы	Для съема упорного кольца цилиндров
6	Ключ	Для заливки углекислоты
7	Вороток	К ключу для заливки углекислоты
8	Ключ торцевой Г-образный	Для установки фланцевых штуцеров гидроразводки
9	Вороток	К ключу сливной пробки
10	Приспособление (в футляре)	Для стыковых болтов крыла
11	Ключ	Для крепления среднего узла к с фюзеляжем
12	Трубка	К ключу для заливки углекислоты
13	Кернер	Универсальное
14	Сверла цилиндрические углеродистые размеров: 1,1; 1,6; 2,7; 3,1; 3,6; 4,1; 5,1 мм	Универсальное
15	Съемник	Для осей основных стоек шасси
16	Тиски ручные	Универсальное
17	Съемник	Для откидных болтов фюзеляжа шпангоута № 13
18	Поддержка прямая	Для клепки
19	Поддержка изогнутая	Для клепки
20	Поддержка изогнутая	Для клепки
21	Поддержка изогнутая	Для клепки
22	Лента изоляционная	Для изоляции электропроводов
23	Клепки	Для постановки гайкопистоновых клепок
24	Линейка стальная, $l = 300$ мм	Универсальное
25	Ручная дрель	Для гайки оси основных стоек шасси
26	Ключ	Универсальное
27	Отвертка механическая	Универсальное
28	Ключ гаечный односторонний, $S = 65$ мм	Для соединения трубопровода 2-го топливного бака
29	Ключ гаечный, $S = 9$ мм	Для болтов крепления бронестекла

Обозначение инстру- мента и принадлеж- ностей по заводской спецификации	Количество в единицах
H-3442	1
Готовое изделие	1
H2 № 2	1
СИ7804-728	1
C7804-245	1
C7805-11	1
ГОСТ 7282-54	1

ПО ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЮ

32100/002	2
32100/003	2
C7804-340	1
СД7803-150	1
СП7804-120	1
СД7803-190	1
СД7803-200/1	1
СД7803-200/2	1
СД7803-200/3	1
СД7803-200/4	1
СД7803-200/5	1
СД7803-200/6	1
ГОСТ 5547-52	1
Готовое изделие	1
Готовое изделие	1 компл.
Готовое изделие	1 бухта
ГОСТ 5423-54	2
32001/003	2
ГОСТ 7282-54	1
H3-389	1
СИ7804-710	1
СИ7804-245	1

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежностей	Назначение инструмента и принадлежностей	Обозначение инстру- мента и принадлеж- ностей по заводской спецификации	Количество в единицах
23	Ключ гаечный двусторон- ний, $S = 10 \times 12$ мм	Универсальное	32100/006	1
24	Ключ	Для гаек электроразъемов ШРГ-20 и ШРГ-26	СД7803-200/7	1
25	Отвертка, $l = 200$ мм, с лез- вием 7 мм	Универсальное	ГОСТ 5423-54	1
26	Отвертка	Для крестообразных шлицев болтов	H2-№ 2	1
27	Ключ гаечный двусторон- ний, $S = 11 \times 12$ мм	Универсальное	СИ7804-727	1
28	Ключ торцевой двусторон- ний, $S = 7 \times 9$ мм	Универсальное	СИ7804-715	1

7. ИНСТРУМЕНТАЛЬНЫЙ ЯЩИК СИ9234-00/А НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

Один инструментальный ящик на 15 самолетов содержит:

1	Трос	Для установки 1-го топливного бака	C7804-80/А	6
2	Ключ	Для головки огнетушителя	K3521	1
3	Ключ, $S = 19$ мм	Для пусковой свечи	C7804-190	1
4	Ключ гаечный односторон- ний, $S = 30$ мм	Универсальное	C7804-229	1
5	Щипцы	Для съема упорного кольца цилиндра шасси	СД7804-170	1
6	Ключ	Для заливки углекислоты	H3515	1
7	Вороток	К ключу для заливки углекислоты	C7804-331	1
8	Ключ торцевой Г-образный	Для установки фланцевых штуцеров гидропроводки	C7804-345	1
9	Вороток	К ключу сливной пробки	C7804-52	1
10	Приспособление (в футляре)	Для стыковых болтов крыла	СИ7804-680	1
11	Ключ	Для крепления среднего узла крыла с фюзеляжем	СИ7804-685	1
12	Трубка	К ключу для заливки углекислоты	СИ7804-200	1
13	Кернер	Универсальное	C7804-360	1
14	Сверла цилиндрические угле- родистые размеров: 1,1; 1,6; 2,7; 3,1; 3,6; 4,1; 5,1 мм	Универсальное	31200/002	3
15	Съемник	Для осей основных стоек шасси	Готовые изделия	3 комплекта
16	Тиски ручные	Универсальное	H3542	1
17	Съемник	Для откидных болтов фюзеляжа на шпангоуте № 13	Готовое изделие	1
18	Поддержка прямая	Для клепки	32850/0-002	1
19	Поддержка изогнутая	Для клепки	33212-003	1
20	Поддержка изогнутая	Для клепки	СИ7804-674	1
21	Поддержка изогнутая	Для клепки	33212-323	1
22	Лента изоляционная	Для изоляции электропроводов	СИ7804-675	1
23	Клеши	Для постановки гайкопистоновых за- клепок	Готовое изделие	1 бухта
24	Линейка стальная, $l = 300$ мм	—	57500-10	1
25	Ручная дрель	Универсальное	Готовое изделие	1
26	Ключ	Для гайки оси основных стоек шасси	Готовое изделие	1
27	Отвертка механическая	Универсальное	СИ7804-108/А	1
28	Ключ гаечный односторон- ний, $S = 65$ мм	Для соединения трубопровода 2-го топ- ливного бака	54434/012	1
29	Ключ гаечный, $S = 9$ мм	Для болтов крепления бронестекла	СД7804-16С	1
			H3547	1

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежностей	Назначение инструмента и принадлежностей	Обозначение инструмента и принадлежностей по заводской спецификации	Количество в единицах
30	Ключ гаечный односторонний, $S = 32 \text{ мм}$	Для крана ГА-13/3 гидросистемы	H3548	1
31	Ключ торцевой, $S = 9 \text{ мм}$	Для гаек крепления бронестекла	H3552	1
32	Ключ	Для пробки противопожарного балона	H3566	1
33	Рычаг	Для снятия стыковых болтов крыла	СИ7804-610	1
34	Ключ	Для гайки крепления противофлаттерного груза	СИ7804-695	2
35	Жгут электропроводов	Для вольтметра	СИ7103-720	3
36	Ключ	Для гайки крепления цилиндра закрылков	СИ7804-665	1
37	Ключ	Для гайки цилиндра закрылков	СИ7804-670	1

Б. ДЛЯ САМОЛЕТА МиГ-17Ф

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежностей	Обозначение инструмента и принадлежностей по заводской спецификации, ГОСТ или № чертежа детали	Количество в единицах
-----------	--	--	-----------------------

1. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ БОРТОВАЯ СУМКА С7803-00

Бортвая сумка, имеющаяся на каждом самолете, содержит:

Бортвой инструмент

1	Ключ сливной пробки 2-го топливного бака	C7804-100	1
2	Вороток ключа сливной пробки	C7804-19	1
3	Вороток Ф-15 для ключа	C7804-141	1
4	Вороток ключа сливной пробки	C7804-52	1
5	Ключ, $S = 32 \times 36 \text{ мм}$	C7804-31	1
6	Ключ двусторонний, $S = 8 \times 9 \text{ мм}$	32105/004	1
7	Ключ двусторонний, $S = 9 \times 11 \text{ мм}$	32105/005	1
8	Ключ двусторонний, $S = 14 \times 17 \text{ мм}$	32105/009	2
9	Ключ двусторонний, $S = 19 \times 22 \text{ мм}$	32105/012	1
10	Ключ двусторонний, $S = 24 \times 27 \text{ мм}$	32105/028	1
11	Ключ двусторонний, $S = 5 \times 7 \text{ мм}$	32105/002	1
12	Ключ двусторонний, $S = 30 \times 32 \text{ мм}$	32105/026	1
13	Ключ для трубок кранов ГА-46М/3	СД7804/52	1
14	Ключ для подсоединения шлангов топливной системы к двигателю, $S = 50 \text{ мм}$	СИ7804-641	1
15	Ключ для подсоединения шлангов топливной системы к двигателю, $S = 41 \text{ мм}$	СИ7804-642	1
16	Ключ для соединения шлангов трубопровода, $S = 46 \text{ мм}$	C7804-27	1
17	Ключ для подсоединения шланга, идущего от переключного крана к двигателю, $S = 55 \text{ мм}$	C7804-29	1
18	Ключ для двойного запорного клапана гидросистемы, $S = 30 \text{ мм}$	СИ7804-55	1
19	Ключ для соединения шланга с баком, $S = 60 \text{ мм}$	C7804-28	1
20	Ключ торцевой односторонний, $S = 19 \text{ мм}$ для гайки цапфы двигателя	СД7804-180	1
21	Ключ гаечный односторонний, $S = 60 \text{ мм}$ для штуцера поплавкового клапана 1-го топливного бака	C7804-25	1
22	Ключ гаечный накидной, $S = 17 \text{ мм}$ специальный	СИ7804-212	1
23	Ключ торцевой односторонний, $S = 70 \text{ мм}$ для съемки колеса шасси	C7804 53	1
24	Ключ для болта крепления полушки стойки шасси	C7804-236	1
25	Ключ для болтовых соединений частей фюзеляжа, $S = 22 \times 24 \text{ мм}$	C7804-210	2
26	Ключ торцевой для болтов установки 1-го бака, $S = 14 \text{ мм}$	C7803-50	1
27	Ключ для эксцентричной втулки крепления двигателя	C7803-45	1

Наименование инструмента и принадлежностей

38	Ключ торцевой для болтов крепления плиты 1-го бака	
39	Ключ для установки штуцеров воздушной системы, $S = 19$	
40	Ключ для установки штуцеров воздушной системы, $S = 22$	
41	Ключ для подвешивания бака, $S = 22 \text{ мм}$	
42	Ключ короткий для топливного бака, $S = 30 \text{ мм}$	
43	Ключ для расстыковки фюзеляжа, $S = 36 \text{ мм}$	
44	Ключ для соединения топливных трубок в крыле, $S = 36 \text{ мм}$	
45	Ключ гаечный односторонний, $S = 19 \text{ мм}$ для зарядной гидросистемы	
46	Ключ гаечный односторонний, $S = 27 \text{ мм}$ для зарядной гидросистемы	
47	Ключ для замка специальной подвески бака	
48	Отвертка, $l = 200 \text{ мм}$ с деревянной ручкой	
49	Отвертка, $l = 150 \text{ мм}$	
50	Отвертка, $l = 150 \text{ мм}$	
51	Отвертка для крестообразных шлицев № 1	
52	Отвертка для крестообразных шлицев № 2	
53	Молоток слесарный весом 400 г	
54	Молоток мягкий 400 г	
55	Плоскогубцы комбинированные, $l = 200 \text{ мм}$	
56	Острогубцы (кусачки), $l = 200 \text{ мм}$	
57	Круглогубцы, $l = 150 - 175 \text{ мм}$	
58	Напильник личный трехгранный, $l = 200 \text{ мм}$	
59	Напильник личный плоский, $l = 200 \text{ мм}$	
60	Напильник личный круглый, $l = 200 \text{ мм}$	
61	Бородок слесарный, $l = 90 \text{ мм}$	
62	Бородок слесарный, $l = 120 \text{ мм}$	
63	Бородок слесарный, $l = 150 \text{ мм}$	
64	Кернер	
65	Зубило слесарное, $l = 150 \text{ мм}$	
66	Нож технический с шестью наборами	
67	Шило для заплетки тросов	
68	Шприц	
69	Тавотница для штуцера 121А с гибким шлангом	
70	Ключ торцевой двусторонний, $S = 9 \times 11 \text{ мм}$	
71	Ручка с кольцом	
72	Ключ для заливной горловины подвесных баков	
73	Ключ торцевой односторонний, $S = 9 \text{ мм}$	
74	Шупы, набор № 5	
	Ключ для гайки экранной защиты запальной свечи	
	Ключ гаечный односторонний, $S = 32 \text{ мм}$, для гаек двойных клапанов гидросистемы	
	Ключ гаечный двусторонний, $S = 14 \times 17 \text{ мм}$	
	Ключ заводки пружины	
	Скоба	
	Ключ гаечный односторонний, $S = 41 \text{ мм}$, для контроля пружинности	
	Ключ для гаек унифицированного подвешивания бака	
	Угольник	
	Штуцер к тавотнице	
	Трос для взвода пружинного механизма	

123

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежностей	Обозначение инструмента и принадлежностей по заводской спецификации, ГОСТ или № чертежа детали	Количество в единицах
-----------	--	--	-----------------------

2. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СУМКА С7805-00 МЕХАНИКА ПО ВООРУЖЕНИЮ

Одна инструментальная сумка на пять самолетов содержит:

1	Ключ гаечный двусторонний, $S=5 \times 7$ мм	32105/002	1
2	Ключ плоский, $S=9 \times 11$ мм	С7805-11	1
3	Ключ гаечный двусторонний, $S=14 \times 17$ мм	32105/009	1
4	Ключ гаечный двусторонний, $S=19 \times 22$ мм для воздушной проводки	32105/012	1
5	Ключ гаечный двусторонний, $S=22 \times 24$ мм	32105/013	1
6	Ключ для переднего крепления 150П	СД7805-830	1
7	Ключ торцевой односторонний, $S=9$ мм для затвора лафета	СИ7805-20	5
8	Ключ с отверткой для фотопулемета С-13	С7805-220	1
9	Вороток для упоров	С7805-160	1
10	Ключ торцевой двусторонний, $S=22 \times 24$ мм	С7805-190	1
11	Отвертка для замков лючков	С7804-171	1
12	Ключ для переднего крепления гильзоотвода	СД7805-80	1
13	Отвертка, $l=175$ мм	32000/002	1
14	Рукоятка для подъемного устройства лафета	С8618-510	5
15	Ключ гаечный односторонний, $S=32$ мм для зарядки пиромеханизма	С7803-120	1
16	Наземная предохранительная чека для пиромеханизма	СФ9106-70	1
17	Ключ торцевой односторонний, $S=14$ мм для кронштейна прицепа АСП-3НМ	С7805-140	1
18	Ключ торцевой для подъемного механизма	32850/0-458	1
19	Ключ для нижнего болта пневмоцилиндра	32850/0-457	1
20	Ключ для гайки болта пневмоцилиндра	СИ7804-260	1
21	Ключ для закрытия и открытия спец. подвески	НСИ7805-901	1
22	Отвертка для крестообразных шлицев	21Н3551	1
23	Ключ гаечный односторонний, $S=14$ мм для гаек заднего крепления 150П	54493-002-2	1
		НС7805-714	1

3. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СУМКА С7804-00/Р РАДИОТЕХНИКА

Одна инструментальная сумка на 15 самолетов содержит:

1	Ключ гаечный двусторонний, $S=9 \times 11$ мм	32102/004	1
2	Ключ гаечный двусторонний, $S=5 \times 7$ мм	32105/002	1
3	Ключ торцевой двусторонний, $S=7 \times 8$ мм	СД7803-170	1
4	Ключ торцевой двусторонний, $S=9 \times 11$ мм	С7804-245	1
5	Отвертка, $l=150$ мм	32000/001	1
6	Отвертка нормальная с ручкой из пластмассы	54430/202	1
7	Отвертка для регулировки кристалла	СД7804-106	1
8	Плоскогубцы, $l=125$ мм с удлиненными тонкими губками	Нормали АС-683 МАП	1
9	Плоскогубцы комбинированные, $l=150$ мм	54440 — 125	1
10	Острогубцы (кусачки), $l=125$ мм	34411/004	1
11	Молоток весом 100 г	34400/002	1
12	Напильник личной трехгранный, $l=150$	3100/002	1
13	Электропаяльник на 24 в с прямым и изогнутым наконечниками	ГОСТ 1465—53	1
		21Н3389	1

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежностей
-----------	--

14	Тигель для осушения силикагеля
15	Щетка для очистки аппаратуры
16	Ручка к напильнику с кольцом
17	Напильник личной плоский, $l=200$ мм
18	Пинцет прямой
19	Кисти волосинные
20	Отвертка для крестообразных шлицев

4. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СУМКА С7804-00/К МЕХАНИКА ПО К

Одна сумка на 15 самолетов содержит:

1	Ключ торцевой двусторонний, $S=9 \times 11$ мм
2	Ключ гаечный двусторонний, $S=17 \times 19$ мм
3	Ключ гаечный двусторонний, $S=9 \times 11$ мм
4	Ключ гаечный двусторонний, $S=27 \times 24$ мм
5	Ключ гаечный двусторонний, $S=5 \times 7$ мм
6	Ключ гаечный двусторонний, $S=12 \times 14$ мм
7	Металлическое зеркало для проверки кислорода на влажность
8	Напильник бархатный плоский, $l=150$ мм
9	Ручка к напильнику

Примечание. Инструмент механика по кислородному оборудованию

5. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СУМКА С7804-00/14 МЕХАНИКА

Одна сумка на 15 самолетов содержит:

1	Плоскогубцы комбинированные, $l=150$ мм
2	Отвертка, $l=200$ мм
3	Отвертка, $l=150$ мм
4	Отвертка часовая с лезвием 2 мм
5	Отвертка часовая с лезвием 4 мм
6	Отвертка нормальная с ручкой из пластмассы
7	Напильник личной трехгранный, $l=150$ мм
8	Ключ торцевой двусторонний, $S=9 \times 11$ мм
9	Молоток весом 100 г
10	Ключ гаечный двусторонний, $S=5 \times 7$ мм
11	Ключ гаечный двусторонний, $S=14 \times 17$ мм
12	Ключ торцевой односторонний, $S=11$ мм, для крепления датчик тахометра
13	Шило для прочистки отверстий ТВГ-11
14	Пинцет прямой
15	Ключ для открытия прижимной гайки стекла приборов
16	Ключ переходника термомпары, $S=22$ мм
17	Щетка для очистки аппаратуры
18	Ручка к напильнику
19	Электропаяльник на 24 в с прямым и изогнутым наконечниками
20	Тиски слесарные настольные со струбчинкой
21	Присосок для съемки стекол
22	Отвертка для крестообразных шлицев
23	Ключ гаечный двусторонний, $S=9 \times 11$ мм
24	Ключ гаечный односторонний, $S=27$ мм

Инструмента ностей по дификации, отежа детали	Количество в единицах
--	--------------------------

ИЮ		
2		1
		1
		1
		1
30		1
0		1
0		5
0		1
0		1
0		1
0		1
0		1
0		1
0		5
0		1
0		1
0		1
8		1
7		1
60		1
901		1
2		1
4		1
		1
		1
		1
		1
		1
		1
МАГ		1
		1
		1
		1
3		1
		1

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежностей	Обозначение инструмента и принадлежностей по заводской спецификации, ГОСТ или № чертежа детали	Количество в единицах
14	Тигель для осушения силикагеля	СИ7804-660	1
15	Щетка длх очистки аппаратуры	СИ9500-81	
16	Ручка к напильнику с кольцом	34747/002	2
17	Напильник личной плоский, $l=200$ мм	ГОСТ 1465—53	1
18	Пинцет прямой	54450-012	1
19	Кисти волосные	СФ9500-119	4
20	Отвертка для крестообразных шлицев	54493-002	1

4. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СУМКА С7804-00/К МЕХАНИКА ПО КИСЛОРОДНОМУ ОБОРУДОВАНИЮ

Одна сумка на 15 самолетов содержит:

1	Ключ торцевой двусторонний, $S=9 \times 11$ мм	Г7804-245	1
2	Ключ гаечный двусторонний, $S=17 \times 19$ мм	32105/010	1
3	Ключ гаечный двусторонний, $S=9 \times 11$ мм	32105/005	1
4	Ключ гаечный двусторонний, $S=27 \times 24$ мм	32105/028	1
5	Ключ гаечный двусторонний, $S=5 \times 7$ мм	32105/002	1
6	Ключ гаечный двусторонний, $S=12 \times 14$ мм	32105/008	1
7	Металлическое зеркало для проверки кислорода на влажность	СД7806-11	1
8	Напильник бархатный плоский, $l=150$ мм	ГОСТ 1465—53	1
9	Ручка к напильнику	34747/002	1

Примечание. Инструмент механика по кислородному оборудованию хромирован.

5. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СУМКА С7804-00/14 МЕХАНИКА ПО ПРИБОРАМ

Одна сумка на 15 самолетов содержит:

1	Плоскогубцы комбинированные, $l=150$ мм	ГОСТ 5547—52 34411/004	1
2	Отвертка, $l=200$ мм	32000/003A9	1
3	Отвертка, $l=150$ мм	32000/001	1
4	Отвертка часовая с лезвием 2 мм	54432/003	1
5	Отвертка часовая с лезвием 4 мм	54432/005	1
6	Отвертка нормальная с ручкой из пластмассы	54430/202	1
7	Напильник личной трехгранный, $l=150$ мм	ГОСТ 1465—53	1
8	Ключ торцевой двусторонний, $S=9 \times 11$ мм	C7804-245	1
9	Молоток весом 100 г	31000/100	1
10	Ключ гаечный двусторонний, $S=5 \times 7$ мм	32105/002	1
11	Ключ гаечный двусторонний, $S=14 \times 17$ мм	32105/009	1
12	Ключ торцевой односторонний, $S=11$ мм, для крепления датчика тахометра	СТ9500-75A	1
13	Шило для прочистки отверстий ТВ1-11	СД7803-148	1
14	Пинцет прямой	54450/012	1
15	Ключ для открытия прижимной гайки стекла приборов	СД7803-149	1
16	Ключ переходника термопары, $S=22$ мм	НСИ7804-105	1
17	Щетка для очистки аппаратуры	СИ9500-81	1
18	Ручка к напильнику	34747/002	1
19	Электропаяльник на 24 в с прямым и изогнутым наконечниками	21Н3389	1
20	Тиски слесарные настольные со струбчинкой	КОН-861/A	1
21	Присосок для съемки стекол	СИ7804-728	1
22	Отвертка для крестообразных шлицев	54493/002	1
23	Ключ гаечный двусторонний, $S=9 \times 11$ мм	32105/005	1
24	Ключ гаечный односторонний, $S=27$ мм	32104/014	1

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежности	Обозначение инструмента и принадлежности по заводской спецификации, ГОСТ или № чертежа детали	Количество в единицах
-----------	---	---	-----------------------

6. ИНСТРУМЕНТАЛЬНАЯ СУМКА С7804-00/эл. МЕХАНИКА ПО ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЮ

Одна сумка на 15 самолетов содержит:

1	Отвертка, $l=150$ мм	32000/001	2
2	Отвертка, $l=200$ мм	32000/003A9	1
3	Отвертка для крестообразных шлицев	54493/002-2	1
4	Ключ гаечный двусторонний, $S=9 \times 11$ мм	32102/004	2
5	Ключ гаечный двусторонний, $S=5 \times 7$ мм	32105/002	2
6	Ключ гаечный двусторонний, $S=10 \times 12$ мм	32105/006	1
7	Ключ торцевой двусторонний, $S=9 \times 11$ мм	C7804-245	1
8	Ключ для штепсельного разъема ШРГ-4	СД7803-168/1	1
9	Ключ для штепсельных разъемов ШРГ-3 и ШРГ-7	СД7803-168/2	1
10	Ключ для штепсельного разъема ШРГ-13	СД7803-168/3	1
11	Ключ для штепсельного разъема ШРГ-9	СД7803-168/4	1
12	Ключ для штепсельных разъемов ШРГ-19 и ШРГ-23	СД7803-168/5	1
13	Ключ для разъема розетки аэродромного питания	СД7803-168/6	1
14	Ручка ключа для штепсельных разъемов ШРГ	СД7803-190	1
15	Ключ торцевой для арматуры СЛЦ-51	C7804-340	1
16	Нож технический 6-наборный	Готовое изделие	1
17	Плоскогубцы комбинированные, $l=200$ мм	34411/004	1
18	Напильник плоский бархатный, $l=150$ мм	ГОСТ 1465-53	1
19	Острогубцы (кусачки), $l=150$ мм	84400/002	1
20	Электропаяльник на 24 в с прямым и изогнутым наконечниками	21Н3389	1
21	Ключ гаечный односторонний, $S=6$ мм, для коробки дистанционного компаса ДГМК-3	СД7803-150	1
22	Ключ переходника термонары	СД7804-105	1
23	Сверла углеродистые спиральные с цилиндрическим хвостом коротких размеров: 1,1; 1,6; 2,7; 3,1; 3,6; 4,1 и 5,1 мм	ГОСТ 887-43	1 комп.
24	Футляр для набора сверл	СИ9500-70	1
25	Дрель ручная ДР-1	Готовое изделие	1
26	Лента изоляционная прорезиненная	ГОСТ 2162-43	1 бухта
27	Ручки к напильникам	34747/002	2
28	Отвертка, $l=175$ мм	32000/002	1
29	Надфиль плоский, $l=120$ мм	ГОСТ 1513-53	1
30	Ключ торцевой шарнирный для съемки стартера	СТ9500-75/А	1
31	Ключ гаечный двусторонний, $S=14 \times 17$ мм	32105/009	1
32	Шкурка шлифовальная на тканевой основе БРТ 725×50с220	ГОСТ 5009-52	1
33	Кисти волосные	СТ3500-119	4
34	Динамометр	СФ9500 163	1
35	Ключ для штепсельного разъема ШРС	СД7803-168/7	1
36	Отвертка нормальная с ручкой из пластмассы	54430/202	2

7. КОМПЛЕКТ ИНСТРУМЕНТА ИНЖЕНЕРА ЭСКАДРИЛЬИ

Один комплект инструмента на 15 самолетов содержит:

1	Трос для установки 1-го топливного бака в контейнере	C7804-80	6
2	Приспособление для выталкивания стыковых болтов крыла	СИ7804-680	1
3	Футляр для приспособления для выталкивания стыковых болтов крыла	СИ7804-685	1
4	Съемник оси основной стойки шасси	21Н3542	1
5	Съемник откидных болтов фюзеляжа	НС9510-00	1
6	Приспособление для установки продольного уровня	C7805-120	1
7	Переходник под ТХП Н-37	НС7805-695	1
8	Приспособление для наводки прицела	СД7805-800	1
9	Ключ гаечный односторонний, $S=30$ мм	C7804-229	1

№ по пор.	Наименование инструмента и принадлежности
-----------	---

10	Ключ для соединения трубы 2-го топливного бака
11	Ключ для разборки гидрокрана ГА-13М/3
12	Ключ для болтов крепления бронестекла
13	Ключ для болтов крепления бронблока
14	Ключ для крепления среднего узла крыла к фюзеляжу
15	Поддержка для клепки прямая
16	Поддержка для клепки изогнутая
17	Поддержка для клепки изогнутая
18	Поддержка для клепки изогнутая
19	Вороток к ключу сливной пробки
20	Ключ для установки фланцевых штуцеров гидросистем
21	Ключ пусковой свечи, $S=19$ мм
22	Ключ для заливки углекислоты
23	Вороток для ключа заливки углекислоты
24	Трубка к ключу заливки углекислоты
25	Кернер
26	Ключ для пироголовки огнетушителя
27	Ключ для гайки оси основной стойки шасси
28	Ключ для пробки противопожарного баллона
29	Щипцы для съема упорного кольца цилиндра шасси
30	Отвертка тарированная для болтов крепления бронблока
31	Линейка металлическая, $l=360$ мм
32	Лента изоляционная прорезиненная
33	Сверла углеродистые спиральные с цилиндрическим хвостом коротких размеров: 1,1; 1,6; 2,7; 3,1; 3,6; 4,1 и 5,1 мм
34	Футляр для набора сверл
35	Дрель ручная ДР-1
36	Тиски ручные
37	Машинка для постановки пистонов "удрич"
38	Рычаг для выталкивания стыковых болтов крыла
39	Кронштейн для установки педаляжатора
40	Ключ для гайки стакана передней стойки шасси
41	Выколотка для съемки оси переднего колеса
42	Ключ гайки крепления приемника ПВД-4
43	Отвертка для крестообразных шлицев № 1
44	Отвертка для крестообразных шлицев № 2

	2
	1
	1
	2
	2
	1
	1
	1
	1
	1
	1
e	1
3	1
	1
	1
	•
	1
	1 компл.
	1
3	1
	1 бухта
	2
3	1
	1
2	1
	4
	1
	1
	2

Declassified in Part - Sanitized Copy Approved for Release @ 50-Yr 2014/03/19 : CIA-RDP81-01043R004000110001-0

ПРИЛОЖЕНИЕ 4

ПЕРЕЧЕНЬ НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ОБСЛУЖИВАНИЯ
САМОЛЕТОВ МиГ-17ПФ и МиГ-17Ф

А. ДЛЯ САМОЛЕТА МиГ-17ПФ

№ по пор.	Наименование оборудования	Назначение оборудования	Обозначение оборудования по заводской спецификации	Количество в единицах
1. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ, ПРИДАВАЕМОЕ КАЖДОМУ САМОЛЕТУ				
Наземное оборудование, придаваемое каждому самолету, содержит:				
1	Козелок	Для хвостовой части фюзеляжа	СП9872-00	1
2	Лестница	Для кабины	СИ9811-00	1
3	Кронштейн	Для вентилятора	СП7109-2050 СП7109-2110	1
4	Приспособление	Для буксировки самолета тягачом или автомашиной	СИ9801-00/А	1
5	Упоры колесные	Для колес основных стоек шасси	СИ98 09-00	2
6	Заглушка задняя	Для сопла канала двигателя	СП9873-00	1
7	Дорожки-трапы	Для крыльев	СИ9805-00-А	2 (правая и левая)
8	Струбцина	Для зажима рулей и элеронов	СИ9802-00	2
9	Заглушка передняя	Для всасывающего сопла двигателя	СП9825-00, А	1
10	Воронка	Для заливки топлива в топливные баки	СИ9813-00	1
11	Специальный мат	Для работ под самолетом	СИ9806-00	1
12	Ведро оцинкованное градуированное от 1 до 6 л	Для заливки гидросмеси в бачок гидросистемы	СИ9817-00/А	1
13	Заглушка	Для гильзоотвода левого (переднего)	СП9834-00/А	1
14	Заглушка	Для гильзоотвода левого (заднего)	СП9835-00/А	1
15	Заглушка	Для гильзоотвода правого (среднего)	СП9836-00/А	1
16	Заглушка	Для звеньеотвода	СП9860-00	1
17	Заглушка	Для звеньеотвода	СП9861-00	2
18	Подушка парашютная		СД7500-1500	1
19	Переносная лампа со шнуром и лампочкой	Универсальное	Готовое изделие	1
20	Приспособление для амортизаторов стоек	Для зарядки амортизаторов стоек шасси и проверки в них давления	СП5500-2141	1
21	Чехол	Для носовой части фюзеляжа	СП9201-00	1
22	Чехол	Для крыла	СИ9202-50	1
23	Чехол	Для хвостовой части фюзеляжа	СП9203-00	1
24	Чехол	Для приемника ПВД-4	СИ9204-20	2
25	Чехол	Для колес основных стоек шасси	НС9473-50	2
26	Чехол	Для колес передней стойки шасси	НС9473-45	1
27	Чехол	Для кислородного прибора	СД9204-32	1

128

№ по пор.	Наименование оборудования	Назначение оборудования
28	Чехол	Для троса лафета
29	Чехол	Для блока № 1
30	Чехол	Для блока № 8
31	Чехол	Для лафета в собранном виде
32	Чехол	Для пушки
		То же
33	Чехол с обдувом	Для фонаря кабины

2. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ПРИДАВАЕМОЕ

Наземное оборудование содержит:

1	Козелки	Для крыльев
2	Козелок	Для носовой части фюзеляжа
3	Тележка	Для перевозки и установки
4	Приспособление	Для установки в горючие (горизонтальные)
5	Подставки	Для контрольных приборов
6	Полка для лафета	Для установки орудия
7	Планки для блока № 8	Для установки орудия
8	Подставка	Для блока № 10
9	Стремянка	Для кабины и хвостовой части
10	Приспособление	Для крепления самолета на двигателе на форсаже
11	Тележка	Для стыковки хвостовой части
12	Чайник	Для смеси АМГ-10
13	Воронка	Для смеси АМГ-10
14	Воронка	Для заливки масла
15	Воронка	Для заливки спирта

3. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ ПРИДАВАЕМОЕ

Наземное оборудование содержит:

1	Тележки	Для стыковки крыльев
2	Жгуты электропроводов	Для пусковой катушки, тельных проводов термостатов
3	Приспособление	Для крепления сопла двигателя
4	Шланг	Для подключения на обслуживание гидросистемы
5	Шланг	Для подключения на обслуживание гидросистемы
6	Приспособление	Для установки в горючие (горизонтальные)
7	Тележка	Для форсажной камеры
8	Розетка аэродромного питания	Универсальное
9	Козелок	Для шлангоута № фюзеляжа

17-31859

ПРИЛОЖЕНИЕ 4

ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ОБСЛУЖИВАНИЯ
и МиГ-17Ф

МиГ-17ПФ

Обозначение оборудования по заводской спецификации	Количество в единицах
---	--------------------------

ОБОРУДОВАНИЕ КАЖДОМУ САМОЛЕТУ

Самолет, содержит:

С	СП9872-00	1
а	СИ9811-00	1
	СП7109-2050	1
	СП7109-2110	1
а	СИ9801-00/А	1
а	СИ98 09-00	2
а	СП9873-00	1
а	СИ9805-00-А	2 (правая и левая)
а	СИ9802-00	2
а	СП9825-00, А	1
а	СИ9813-00	1
а	СИ9806-00	1
а	СИ9817-00/А	1
а	СП9834-00/А	1
а	СП9835-00/А	1
а	СП9836-00/А	1
а	СП9860-00	1
а	СП9861-00	2
а	СД7500-1500	1
а	Готовое изделие	1
а	СП5500-2141	1
а	СП9201-00	1
а	СИ9202-50	1 правая 1 левая
а	СП9203-00	1
а	СИ9204-20	2
а	НС9473-50	2
а	НС9473-45	1
а	СД9204-32	1

№ по пор.	Наименование оборудования	Назначение оборудования	Обозначение оборудования по заводской спецификации	Количество в единицах
28	Чехол	Для люка лафета	СП9207-30	1
29	Чехол	Для блока № 4	СП9204-10	1
30	Чехол	Для блока № 8	СП0204-00	1
31	Чехол	Для лафета в собранном виде	СП9207-00	1
32	Чехол	Для пушек	СД9207-08	1
		То же	СД9207-18/А	1
			СД9207-12	1
			СП9207-20	1
			СП9207-21	1
33	Чехол с обдувом	Для фонаря кабины	СИ9210-00	1

2. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ, ПРИДАВАЕМОЕ НА КАЖДЫЕ 5 САМОЛЕТОВ

Наземное оборудование содержит:

1	Козелки	Для крыльев	СИ9844-00	2
2	Козелок	Для носовой части фюзеляжа	СИ9833-00	1
3	Тележка	Для перевозки и установки лафета	СИ9849-00	1
4	Приспособление	Для установки в горизонтальное положение (горизонтировки*) прибора АР-18-8	СИ9856-00/А	1
5	Подставка	Для контрольных приборов	СП9857-00	2
6	Полка для лафета	Для установки блоков	СП9858-00	1
7	Планки для блока № 8	Для установки уровня	СП9859-00	1
8	Подставка	Для блока № 16	СП9855-00	1
9	Стремянка	Для кабины и хвостовой части фюзеляжа	СП9864-00	1
10	Приспособление	Для крепления самолета при опробовании двигателя на форсажном режиме	СП9876-00	2
11	Тележка	Для стыковки хвостовой части фюзеляжа	СП9870-00	2
12	Чайник	Для смеси АМГ-10	СИ9816-00	1
13	Воронка	Для смеси АМГ-10	СИ9822-00	1
14	Воронка	Для заливки масла	СИ9814-00	1
15	Воронка	Для заливки спирта	СИ9874-00	1

3. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ, ПРИДАВАЕМОЕ НА КАЖДЫЕ 15 САМОЛЕТОВ

Наземное оборудование содержит:

1	Тележки	Для стыковки крыльев с фюзеляжем	СИ9841-00	2 (правая и левая)
2	Жгуты электропроводов	Для пусковой катушки и для соединительных проводов термолар		1 ком.
3	Приспособление	Для крепления кока регулируемого сопла двигателя	СИ9878-00	3
4	Шланг	Для подключения насоса аэродромного обслуживания гидросистемы	СИ5500-1565	1
5	Шланг	Для подключения насоса аэродромного обслуживания гидросистемы	СИ5500-1572	1
6	Приспособление	Для установки в горизонтальное положение (горизонтировки) блока № 16	СП9854 00	1
7	Тележка	Для форсажной камеры двигателя	СИ9868-00	1
8	Розетка аэродромного питания	Универсальное	СИ7202-140	1
9	Козелок	Для шпангоута № 13 носовой части фюзеляжа	СИ9843-00	1

№ по пор.	Наименование оборудования	Назначение оборудования	Обозначение оборудования по заводской спецификации	Количество в единицах
4. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ, ПРИДАВАЕМОЕ НА КАЖДЫЕ 50 САМОЛЕТОВ				
Наземное оборудование содержит:				
1	Ложные шасси	Для транспортировки фюзеляжа без крыльев	СИ9851-00	2 правых и 2 левых
2	Траверсы	Для подъема двигателя	СИ9853-00	2
3	Тележки	Для перевозки и установки двигателя	СИ9850-00	3
4	Козелки	Для стыковых узлов крыла на фюзеляже по шпангоуту № 13	СИ9852-00	1 правый и 1 левый
5	Скобы	Для проверки отгиба хвостовых ножей на крыле	СИ9808-00	4
	Ключ	Для правки хвостового ножа на крыле	СИ9807-00	1
	Тележки	Для подвесных топливных баков: а) унифицированных б) неунифицированных	СП98126-00 СИ9867-00	4 4

Б. ДЛЯ САМОЛЕТА МиГ-17Ф

№ по пор.	Наименование оборудования	Обозначение оборудования по заводской спецификации или № чертежа	Количество в единицах
1. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ, ПРИДАВАЕМОЕ КАЖДОМУ САМОЛЕТУ			
Наземное оборудование содержит:			
1	Вилка для буксировки	СФ9801-00	1
2	Упоры под колеса	СФ9880-00	2 (правый и левый)
3	Заглушка под входной канал двигателя	СИ9803-00	1
4	Струбины для рулей и элеронов	СИ9802-00А	2
5	Лестница для кабины	СИ9811-00	1
6	Заглушка сопла канала двигателя	СФ9804-00	1
7	Козелок под хвостовую часть фюзеляжа (по шпангоуту № 27)	СФ9812-00А	1
8	Парашютная подушка	С7500-1500	1
9	Переносная лампа (шнур 10 м)	ПЛ-10-36	1
10	Шланг с манометрами для зарядки приспособления, с помощью которого проверяется давление	СИ5500-1290 СИ5500-1306 СИ5500-1506 СИ5500-1300	1 компл.
11	Воронка с шелковым фильтром для топлива	СИ9813-00	1 компл.
12	Мат для работ под самолетом	СИ9806-00	1
13	Заглушка звеньестражателей оружия передней и задней 150П	СИ9820-00	2
14	Заглушка звеньестроителя 120П	СИ9819-00	1
15	Заглушки гильзоотвода передней и задней 150П	СИ9821-00	2
16	Заглушка гильзоотвода 120П	СИ9818-00	1
17	Дорожки-трапы для крыльев	СИ9805-00	2 (правая и левая)
18	Ведро оцинкованное градуированное от 1 до 10 л	СИ9817-00	1
19	Чехлы для крыльев	СИ9826-40	2 (правый и левый)
20	Чехлы для колес основного шасси	СИ9826-50	2
21	Чехол для носовой части фюзеляжа	СИ9826-20	1
22	Чехол для хвостовой части фюзеляжа	СИ9826-10	1
23	Чехол для переднего колеса	СИ9826-30	1
24	Чехол для агрегата „Клен“	СИ9826-130	2

№ по пор.	Наименование оборудования
25	Чехол для кислородного прибора КП-2
26	Чехлы для приемника воздушного дав.
27	Чехол для оружия 120П
28	Чехлы для оружия 150П
29	Чехол для фонаря кабины
30	Чехол для лафета
31	Обтекатели замков подвесных баков
32	Чехол для агрегата „Амур“
33	Чехол для фонаря
34	Чехол для приемника ТП-156

2. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Наземное оборудование содержит:

1	Чайник емкостью 6 л для масла
2	Чайник емкостью 4 л для спирта
3	Чайник для смеси АМГ-10
4	Воронка (с шелковым фильтром) для масла
5	Воронка (с шелковым фильтром) для спирта
6	Стремянка для кабины и хвостовой части
7	Козелки для крыльев
8	Козелок под шаровую опору носового колеса
9	Тележка для перевозки и установки
10	Съемник шин

3. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Наземное оборудование содержит:

1	Тележка для стыковки крыла с фюзеляжем
2	Тележки для стыковки хвостовой части фюзеляжа
3	Козелок для носовой части фюзеляжа (для проверки отгиба)
4	Шланги для подключения к гидросистеме аэродромного обслуживания
5	Розетка со жгутом электропроводки к сети аэродромных источников питания

4. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Наземное оборудование содержит:

1	Ложные шасси для перевозки фюзеляжа
2	Траверсы для подъема двигателя
3	Тележки для перевозки и установки двигателя
4	Скобы для проверки отгиба хвостовых ножей на крыле
5	Ключ для правки хвостового гребня
6	Тележка для отсоединения форсажных сопел

Обозначение оборудования по заводской спецификации	Количество в единицах
КАЖДЫЕ 50 САМОЛЕТОВ	
СИ9851-00	2 правых и 2 левых
СИ9853-00	2
СИ9850-00	3
СИ9852-00	1 правый и 1 левый
СИ9808-00	4
СИ9807-00	1
СП98126-00	4
СИ9867-00	4

Обозначение оборудования по заводской спецификации	Количество в единицах
КАЖДЫЕ 50 САМОЛЕТОВ	

ДОМУ САМОЛЕТУ

9801-00	1
9880-00	2 (правый и левый)
9803-00	1
9802-00А	2
9811-00	1
9804-00	1
9812-00А	1
500-1500	1
-10-36	1
5500-1290	1 компл.
5500-1306	
5500-1506	
5500-1300	
9813-00	1 компл.
9806-00	1
9820-00	2
9819-00	1
9821-00	2
9818-00	1
9805-00	2 (правая и левая)
9817-00	1
9826-40	2 (правый и левый)
9826-50	2
9826-20	1
9826-10	1
9826-30	1
9826-130	2

№ по пор.	Наименование оборудования	Обозначение оборудования по заводской спецификации или № чертежа	Количество в единицах
25	Чехол для кислородного прибора КП-28	СИ9826-110	1
26	Чехлы для приемника воздушного давления	СИ9204-20	2
27	Чехол для оружия 120П	СИ9826-80	1
28	Чехлы для оружия 150П	СИ9826-90	2
29	Чехол для фонаря кабины	СФ9826-100	1
30	Чехол для лафета	СИ9826-70	1
31	Обтекатели замков подвесных баков	СИ2031-62	2
32	Чехол для агрегата „Амур“	СИ9826-140	1
33	Чехол для фонаря	СИ9210-00	1
34	Чехол для приемника ТП-156	СИ7702-250	1

2. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ, ПРИДАВАЕМОЕ НА КАЖДЫЕ 5 САМОЛЕТОВ

Наземное оборудование содержит:

1	Чайник емкостью 6 л для масла		1
2	Чайник емкостью 4 л для спирта		1
3	Чайник для смеси АМГ-10	СИ9816-00	1
4	Воронка (с шелковым фильтром) для смеси АМГ-10	СИ9822-00	1
5	Воронка (с шелковым фильтром) для масла	СИ9814-00	1
6	Стремянка для кабины и хвостовой части фюзеляжа	СИ9864-00	1
7	Козелки для крыльев	СИ9844-00	2
8	Козелок под шаровую опору носовой части фюзеляжа	СИ9833-00	1
9	Тележка для перевозки и установки лафета	СИ9869-00А	1
10	Съемник шин	СП-04	1

3. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ, ПРИДАВАЕМОЕ НА КАЖДЫЕ 15 САМОЛЕТОВ

Наземное оборудование содержит:

1	Тележка для стыковки крыла с фюзеляжем	СИ9841-00	2 (правая и левая)
2	Тележки для стыковки хвостовой части фюзеляжа	СФ9840-00	2
3	Козелок для носовой части фюзеляжа (по шпангоуту № 13)	СИ9843-00	1
4	Шланги для подключения к гидросистемам насоса аэродромного обслуживания	СИ5500-1565 СИ5500-1572	1 компл.
5	Розетка со жгутом электропроводов для подключения к сети аэродромных источников питания	СФ7202-140	1

4. НАЗЕМНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ, ПРИДАВАЕМОЕ НА КАЖДЫЕ 50 САМОЛЕТОВ

Наземное оборудование содержит:

1	Ложные шасси для перевозки фюзеляжа	СИ9851-00	4 (2 правых и 2 левых)
2	Траверсы для подъема двигателя	СИ9853-00	2
3	Тележки для перевозки и установки двигателя	СИ9850-00	3
4	Скобы для проверки отгиба хвостового аэродинамического гребня на крыле	СИ9808-00-1 -00/2, -00/3, -00/4, -00/5	1 компл.
5	Ключ для правки хвостового гребня на крыле	СИ9807-00	1
6	Тележка для отсоединения форсажной камеры	СФ9870-00	1

ПРИЛОЖЕНИЕ 5

ПЕРЕЧЕНЬ КОМПЛЕКТА ЗАПАСНЫХ ЧАСТЕЙ И МАТЕРИАЛОВ,
ПРИДАВАЕМЫХ КАЖДОМУ САМОЛЕТУ

№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах	№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах
-----------	---	--	-----------------------	-----------	---	--	-----------------------

А. ДЛЯ САМОЛЕТА МИГ-17ПФ

1. ДЕТАЛИ СТЫКОВЫХ УЗЛОВ КРЫЛА И ФЮЗЕЛЯЖА

1	Гайки стыковых точек	СИ0100-03	2	3	Пистоны	СД0300988	12
2	Винты лючков стыковых узлов фюзеляжа	СД0300957 СД0300779	16 4	4	Пружины	1288С1	12

2. ДЕТАЛИ КРЫЛА И ФЮЗЕЛЯЖА

1	Винты крепления законцовок крыльев	155Н555-5-14-10	20	8	Уплотнительные резиновые кольца	155Н-500-105	6
2	Винты крепления обтекателя „Бано“	1318С4-10	6	9	Винты крепления крышки специальной установки	1284С10-15	5
3	Замки крышки люка 1-го топливного бака	СО200-200	2	10	Винты хвостового обтекателя фюзеляжа	155Н555-5-14-10 155Н555-5-12-10	15 25
4	Стопорные шпильки	СП0239120/1	14	11	Винты нижнего люка мигкого топливного бака	963А6-18	20
5	Замки боковых люков лафета	СП0239-1250	2	12	Пистоны	Н1175-2	5
6	Замки к лючкам хвостовой части фюзеляжа	155Н-445	5	13	Пружины	1288С2	5
7	Замки боковых люков фюзеляжа	СД0300-530	3	14	Шайбы	234А0,8-3,5-8	10

3. ВИНТЫ КРЕПЛЕНИЯ ЗАЛИЗОВ КРЫЛЬЕВ И ОПЕРЕЕНИЯ

1	Винты зализов крыльев	1284С8-15	20	5	Винты зализов хвостового оперения	155Н565-12-10	60
2	Винты зализов киля	155Н565-5-12-10	26	6	Винты зализов крыльев	155Н565-5-14-12	20
3	Винты зализов крыльев	155Н565-5-12-10	30	7	Винты зализов крыльев	155Н565-5-20-18	8
4	Винты зализов крыльев	1284С8-12	60				

4. ДЕТАЛИ ФОНАРИ КАБИНЫ

1	Прокладки резиновые патрубков обдува фонаря	СД7600-624	2				
---	---	------------	---	--	--	--	--

5. ДЕТАЛИ ВОЗДУШНОЙ И ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМ

1	Шланги к аварийным баллонам шасси	СИ5500-1870/1	2	4	Шланги системы аварийного выпуска передней стойки шасси	СИ5500-1870/4	1
2	Шланги тормозной системы	СИ5500-1870/2	4	5	Шланги системы закрытия щитков шасси	СИ5500-450/10	2
3	Шланги системы аварийного выпуска основных стоек шасси	СИ5500-1870/3	2	6	Шланги системы открытия щитков шасси	СИ5500-450/2	2

№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах
7	Шланги системы открытия закрылков на 20°	СИ5500-450/3	2
8	Шланги системы открытия закрылков на 55°	СИ5500-450 4	2
9	Шланги системы закрытия закрылков	СИ5500-150 5	2
10	Смесь АМГ-10		15
11	Шланги к гидрозамку передней ноги	СИ5500-460 1	2
12	Шланги к гидрозамку выпуска основного шасси	СИ5500-400 5	2
13	Шланги к гидрозамку подъема основного шасси	СИ5500-160 4	2
14	Кольца уплотнительные гидрозамка	1551135-211	8
15	Кольца уплотнительные согласующего клапана	155Н607-9,6	1
16	Фетровые кольца гидроаккумулятора	СД5500-6	3
17	Уплотнительные кольца поршня гидроаккумулятора	15511607-1 7	10
18	Уплотнительные кольца гидроаккумулятора	СД5500-09	1
19	Золотник аварийного клапана	СД5500-743	1
20	Прокладки воздушного фильтра	155Н1417	2
21	Уплотнительные кольца зарядного бортового штуцера	Н 4 7	1
22	Шайбы сальника крана гидросистемы	СД5500-201	1

6. ДЕТАЛИ СИСТЕМ

1	Прокладки для пробки заливной горловины бачка гидросистемы	СД5500-202	1
2	Поршневые кольца гидроаккумулятора	155Н607-107	1
3	Уплотнительные кольца крышки гидроаккумулятора	СИ5505-09	1
4	Уплотнительные кольца крышки фетрового фильтра	СД5505-139	1
5	Сетка фетрового фильтра	СД5505-120	1
6	Фетровый чехол фильтра	СД5505-138	1
7	Уплотнительные кольца штуцеров сетчатого фильтра бачка гидросистемы	СД5500-203	1

7. ДЕТАЛИ

1	Уплотнительные кольца	155Н607-23,6 155Н607-19,6 155Н607-13,6	1
2	Чехлы	СИ4101-502	1
3	Уплотнительные шайбы гайки крепления тормозной трубки (чертеж СИ4004-00)	В-26А12-18	1
4	Уплотнительные кольца	155Н607-25,6	1

ЛОЖЕНИЕ 5

В,

Обозначение частей и материалов	Количество в единицах
---------------------------------------	--------------------------

0988 12
C1 12

0-105 6

10-15 5

5-14-10 15

5-12-10 25

1-18 20

5-2 5

C2 5

3,5-8 10

12-10 60

5-14-12 20

5-20-18 8

1870/4 1

450/10 2

450/2 2

№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах	№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах
7	Шланги системы открытия закрылков на 20°	СИ5500-450/3	2	23	Чашка заливной горловины бачка гидросистемы	C5500-507	1
8	Шланги системы открытия закрылков на 55°	СИ5500-450/4	2	24	Прокладки демпфера	B-26A12-18	2
9	Шланги системы закрытия закрылков	СИ5500-450/5	2	25	Прокладки штуцера передней стойки шасси	B-26A18-24	3
10	Смесь АМГ-10		15 кг	26	Уплотнительные кольца замка закрылков	155H607-27,6	2
11	Шланги к гидрозамку передней ноги	СИ5500-460/1	2	27	Шайба резиновая для бачка гидросистемы	CD5500-203	2
12	Шланги к гидрозамку выпуска основного шасси	СИ5500-460/5	2	28	Прокладка для пробки бачка гидросистемы	CD5500-202	1
13	Шланги к гидрозамку подъема основного шасси	СИ5500-460/4	2	29	Уплотнительные кольца зарядного штуцера гидроаккумулятора и шасси	C4901-66	4
14	Кольца уплотнительные гидрозамка	155H35-2П	8	30	Уплотнительные кольца для тройника гидрозамка	C5500-221	4
15	Кольца уплотнительные согласующего клапана	155H607-9,6	4	31	Прокладки штуцеров гидрозамков	C5500-99	4
16	Фетровые кольца гидроаккумулятора	C5500-69	6	32	Прокладка для крышки цилиндра автоматического торможения	155H607-27,6	1
17	Уплотнительные кольца поршня гидроаккумулятора	155H607-107	10	33	Сальник штока цилиндра автоматического торможения	C5500-749	1
18	Уплотнительные кольца гидроаккумулятора	CD5505-09	6	34	Уплотнительное резиновое кольцо цилиндра торможения	155H607-13,6	1
19	Золотник аварийного клапана	CD5500-748	1	35	Винты крепления штуцеров для подключения наземных гидронасосов	1315C6-16	8
20	Прокладки воздушного фильтра	155H317	2				
21	Уплотнительные кольца зарядного бортового штуцера	H-405	3				
22	Шайбы сальника крана гидросистемы	C5500-294	3				

6. ДЕТАЛИ СИСТЕМЫ ГИДРОУСИЛИТЕЛЯ

1	Прокладки для пробки заливной горловины бачка гидросистемы	CD5500-202	2	8	Сальниковые кольца крана отключения гидроусилителя	CD5505-15	2
2	Поршневые кольца гидроаккумулятора	155H607-107	4	9	Уплотнительные кольца крана гидроусилителя	CD5505-144	2
3	Уплотнительные кольца крышки гидроаккумулятора	СИ5505-09	2	10	Поршневое кольцо авторазгрузочного клапана	C5505-22	1
4	Уплотнительные кольца крышки фетрового фильтра	CD5505-139	6	11	Уплотнительные кольца предохранительного клапана	CD5505-06	2
5	Сетка фетрового фильтра	CD5505-120	1	12	Прокладки для авторазгрузочного клапана	CD5505-21/1,2	2
6	Фетровый чехол фильтра	CD5505-138	1	13	Шланг для подключения гидроусилителя	СИ5500-691	1
7	Уплотнительные кольца штуцеров сетчатого фильтра бачка гидросистемы	CD5500-203	2				

7. ДЕТАЛИ К СИСТЕМЕ ШАССИ

1	Уплотнительные кольца	155H607-23,6 155H607-19,6 155H607-13,6	2 4 8	5	Прокладки для крышки цилиндра тормозных цилиндров	155H607-54,4 155H607-25,6	8 4
2	Чехлы	СИ4101-502	2	6	Сальниковые кольца	C4902-05 C5508-52	2 2
3	Уплотнительные шайбы гайки крепления тормозной трубки (чертеж СИ4004-00)	B-26A12-18	4	7	Болты контровки буксировочного ушка	СИ4100-543/1,2	4
4	Уплотнительные кольца	155H607-25,6	4	8	Гайки	1406C18	4
				9	Шайбы	234A50-1,5-18-28	6

№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах	№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах
10	Шпильки разводные 3 × 35 мм	ГОСТ 397-40	6	21	Уплотнительные кольца	155Н607-25,6	2
11	Болты крепления кардана к вилке	СИ4901-40	4	22	Шайбы	4102-134	2
12	Болты крепления амортизатора	СИ4100-12	2	23	Кожаные манжеты	ГОСТ 544-41	3
13	Уплотнительные кольца штока демпфера	С4910-119	2	24	Болты крепления подъемника к подкосу	СИ4102-03	1
14	Шайбы	С4901-66	3	25	Уплотнительные кольца	СИ4102-511	4
15	Уплотнительные кольца	155Н607-19,6	4	26	Уплотнительные кольца	155Н607-49,4	12
16	Болт соединения вилки со стойкой	СИ4901-51	1	27	Уплотнительные кольца	СИ4102-511	2
17	Кардан	СИ4901-09	1	28	Трубки к тормозу	СИ4004-01/1, 2, 3	6 (3 левых и 3 правых)
18	Нижний болт	СИ5101-250-1	1	29	Чехол для аварийного сбрасывания передней стойки шасси	СИ4001-250	1
19	Чехлы амортизатора передней ноги	СИ4901-85	2	30	Прокладки алюминиевые для воздушных трубок тормозных камер колес	СИ4004-05	4
20	Шайбы	С4102-84	2	31	Трос для заземления самолета (длина 400 мм)	СИ4100-30	3

8. МАНЖЕТЫ ДЛЯ ЭЛЕКТРОРАЗЪЕМОВ

1	Прорезиненная ткань для разъема Р-28	СИ7206-05вх	1	3	Колпачок для разъема Р-30	С7204-169	1
2	Разъем Р-29	СИ7205-05вх	1	4	Колпачок для разъема Р-33	С7204-139	1

9. ДЕТАЛИ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

1	Уплотнительные шайбы клапана	С16400-59	2	15	Чехол прорезиненный для герметизации трубопровода на шпангоуте № 13	С6100-381	2
2	Прокладка для датчика топливомера	С6102-34	1	16	Прокладка для сливного клапана	С6100-2039	1
3	Прокладки запорного клапана типа „Аргус“	СФ6100-2012	6	17	Прокладка для сливного крана	С6100-2055	1
4	Прокладки	СИ6120-221	2	18	Прокладка для гайки сливного крана	С6100-2041вх	1
5	Прокладки запорного клапана типа „Аргус“	СФ6100-2009	8	19	Прокладка поплавкового клапана	С6102-166	1
6	Прокладки патрубка 1-го топливного бака	С6106-09	8	20	Резиновые прокладки воздухопроводящего упора	СИ6110-137	4
7	Уплотнительные шайбы для поворотного угольника заднего упора бака	В26А20-26	6	21	Прокладка для заднего упора подвесного топливного бака	СИ6110-265	4
8	Прокладка сливной пробки 1-го топливного бака	В26А12-18	1	22	Прокладка патрубка 1-го топливного бака	СФ6106-12	1
9	Прокладка под патрубком насоса (агрегат 295)	С6100-94	1	23	Прокладка насоса 1-го топливного бака	СФ6106-04	1
10	Прокладки заливной пробки подвесного бака	СИ6120-266	4	24	Прокладки резиновые глухого упора	СИ6120-227	4
11	Подвесные топливные баки	СИ6120-00/А	1 компл.	25	Прокладки	СИ6110-263	2
12	Прокладки для крышки заливной горловины топливного бака	С6102-509	1	26	Лючки заливной горловины 2-го (заднего) топливного бака	155Н493-150-1,5/Б	2
13	Чехлы прорезиненные для герметизации трубопровода на шпангоутах № 21 и 13	С6100-389-4	2	27	Лючки заливной горловины 1-го топливного бака	155Н493-110-1,2Б	2
14	Прокладка насоса 1-го топливного бака	СФ106-03	1	28	Прокладка крышки масломера	СД5500-202	1

10. ДЕТАЛИ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ И ДВИГАТЕЛЕМ

1	Чехол герметизации головки гидроусилителя элерона	СИ5104-2650	1	3	Манжета герметизации кодомки гидроусилителя элеронов	СД5101-663	1
2	Манжеты для уплотнения качалки на шпангоуте № 5	СД6500-23	2	4	Гармошки герметизации соединений тяг управления элеронами	СД5101-2210	2

№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах	№ по пор.	Наименование запасных частей
5	Резиновый чехол для разгрузочного механизма гидроусилителя элеронов	СД5101-503	1	7	Манжета тяг на шпангоуте № 5
6	Прокладка коробки герметизации управления самолетом на шпангоуте № 9	С5101-154	1		

11. ДЕТАЛИ ДЛЯ СИСТЕМЫ ГЕРМЕТИЗАЦИИ

1	Шланг для герметизации фонаря кабины	СИ7605-170	1	3	Заглушка трубки Р
2	Прорезиненная ткань	СИ3501-80/1-80, 2	2 (левая и правая)	4	Прорез элеронов

12. ДЕТАЛИ ВООРУЖЕНИЯ

1	Тросы для подъема лафета в комплекте с муфтой СИ8618-12 и вилкой 252С-50-6	СИ8618-160 2,3	2	8	Стекло фотокино
2	Тросы для подъема лафета в комплекте с замком СИ8618-260	СИ8618-160 1,4	2	9	Шарик механизма
3	Шпильки троса для подъема лафета	155Н-3-6-34	6	10	Контроль
4	Шпильки крепления патронных ящиков	155Н-3-6-31	8	11	Блавы
5	Шпильки крепления патронных ящиков	155Н-3-6-62	3	12	Шпильки
6	Шпилька крепления патронного ящика	155Н-3-6-38	1	13	Шпильки
7	Шланг с запорным клапаном для подсоединения воздухопровода к лафету	СП8611-1880	1	14	Цепочка

13. ДЕТАЛИ СПЕЦБОРУДОВАНИЯ

1	Заглушка для отверстия электроракетницы	СП3423-13	1	13	Стекло фотокино
2	Мембраны	Р6602-19	3	14	Винты П.Д.К-45
3	Шайбы	Р6602-21	3	15	Винты
4	Шайбы	Р6602-22	2	16	Винты
5	Барашек крепления агрегата „Амур“	СП71031-590	2	17	Шпильки № 7
6	Шпильки крепления рамок агрегата „Кристалл“	2209С50-1-34	2	18	Шпильки блоков № 16
7	Пиронаторны для пироговки огнетушителя	П11-3	2	19	Шпильки № 19
8	Прокладки фибровые 18 × 24 мм	В-26	2	20	Болты № 16
9	Резиновые прокладки	СД7600-513	2	21	Грунт для катая
10	Трубки, подводящие воздух к шлангу герметизации	СИ7605-510	2	22	Эмаль катая
11	Распределительный коллектор для статической и динамической проводки	155Н613-4 155Н614-3	1		
12	Лампочка 28 × 0,17 а	СМ-30	1	5	

14. ШЛАНГИ СИСТЕМЫ ДРЕНА

1	Шланг дюритовый Ø 27 × 35 мм, l = 75 мм, для трубопроводов, подающих топливо	ГОСТ В-1819-42	1	2	Шланг Ø 4 × 11
				3	Шланг Ø 4 × 11

Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах
Запасные кольца	155Н607-25,6	2
Манжеты	4102-134	2
Манжеты	ГОСТ 544-41	3
Манжеты	СИ4102-03	1
Запасные кольца	СИ4102-511	4
Запасные кольца	155Н607-49,4	12
Запасные кольца	СИ4102-511	2
Манжеты	СИ4004-01/1, 2, 3	6 (3 левых и 3 правых)
Манжеты	СИ4001-250	1
Манжеты	СИ4004-05	4
Манжеты	СИ4100-30	3
Манжеты	С7204-169	1
Манжеты	С7204-139	1
Манжеты	С6100-381	2
Манжеты	С6100-2039	1
Манжеты	С6100-2055	1
Манжеты	С6100-2041вх	1
Манжеты	С6102-166	1
Манжеты	СИ6110-137	4
Манжеты	СИ6110-265	4
Манжеты	СФ6106-12	1
Манжеты	СФ6106-04	1
Манжеты	СИ6120-227	1
Манжеты	СИ6110-263	2
Манжеты	155Н493-150-1,5/Б	2
Манжеты	155Н493-110-1,2Б	2
Манжеты	СД5500-202	1
Манжеты	СИ5101-663	1
Манжеты	СИ5101-2210	2

№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах	№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах
5	Резиновый чехол для разгрузочного механизма гидротурбин элеронов	СД5101-503	1	7	Манжеты герметизации тяг на шпангоуте № 9	С5101-163/1 С5101-163/2 С5101-164	2 2 2
6	Прокладка коробки герметизации управления самолетом на шпангоуте № 9	С5101-154	1				

11. ДЕТАЛИ ДЛЯ СИСТЕМЫ ГЕРМЕТИЗАЦИИ

1	Шланг для герметизации фонаря кабины	СИ7605-170	1	3	Заглушка с флажком на трубка РД-2ИА	СД7602-840	1
2	Прорезиненная ткань	СИ3501-80/1,-80/2	2 (левая и правая)	4	Прорезиненная ткань для элеронов	СИ3501-90/1,-90/2	2 (левая и правая)

12. ДЕТАЛИ ВООРУЖЕНИЯ

1	Тросы для подъема лафета в комплекте с муфтой СИ8618-12 и видкой 252С-50-6	СИ8618-160/2,3	2	8	Стекло для объектива фотокинопулемета	С0220-343	1
2	Тросы для подъема лафета в комплекте с замком СИ8618-260	СИ8618-160/1,4	2	9	Шарниры для замка пиромеханизма	Ш-К-А5/16	8
3	Шпильки крепления патронных ящиков	155Н-3-6-34	6	10	Контровочная гайка	СД9106-41	1
4	Шпильки крепления патронных ящиков	155Н-3-6-34	8	11	Булавки контровочные	СД8611-709	8
5	Шпильки крепления патронных ящиков	155Н-3-6-62	3	12	Шпильки хомута	СД860-880	2
6	Шпилька крепления патронного ящика	155Н-3-6-38	1	13	Шланг для клапана ЭК-48	СП8611-1870	1
7	Шланг с запорным клапаном для подсоединения воздухопровода к лафету	СП8611-1880	1	14	Цепочки	1803С50-83	1
				15	Пружина бойка пиромеханизма	1291С50-12-53,5	3
				16	Пружина тяги выстрела	1291С50-1,2-13-75	1
				17	Втулка тяги выстрела	СД7505-3453	1

13. ДЕТАЛИ СПЕЦОБОРУДОВАНИЯ

1	Заглушка для отверстия электроракетницы	СП3423-13	1	13	Селенитная кислота	155Н555-6-16-12	1 проб.
2	Мембраны	Р6602-19	3	14	Винты крепления лючка ПДК-45	155Н555-5-16-10	16
3	Шайбы	Р6602-21	3	15	Винты крепления верхнего кока	155Н555-5-14-10	15
4	Шайбы	Р6602-22	2	16	Винты крепления капота	155Н555-6-16-10	55
5	Барашек крепления агрегата "Амур"	СП71031-590	2	17	Шпильки крепления блока № 7	155Н3-1-42	14
6	Шпильки крепления рамок агрегата "Кристалл"	2209С50-1-34	2	18	Шпильки крепления скоб блоков № 3 и 10	155Н3-6-38	2
7	Пиропатроны для пироголовки огнетушителя	ПП-3	2	19	Шпильки крепления блока № 19	155Н3-6-34	8
8	Прокладки фибровые 18 × 24 мм	В-26	2	20	Болты крепления блока № 16	2209С50-1-34	4
9	Резиновые прокладки	СД7600-513	2	21	Грунт для сотового обогревателя	Сл. з. 57-С0-97	4
10	Трубки, подводящие воздух к шлангу герметизации	СИ7605-510	2	22	Эмаль для сотового обогревателя	138А	100 г
11	Распределительный коллектор для статической и динамической проводки	155Н613-4 155Н614-3	1			ПР-1	100 г
12	Лампочка 28 × 0,17 а	СМ-30	1				

14. ШЛАНГИ СИСТЕМЫ ДРЕНАЖА

1	Шланг дюритовый Ø 27 × 35 мм, l = 75 мм, для трубопроводов, подающих топливо	ГОСТ В-1819-42	1	2	Шланг дюритовый Ø 4 × 11 мм, l = 250 мм	ГОСТ В-1819-42	1
				3	Шланг дюритовый Ø 4 × 11 мм, l = 135 мм	ГОСТ В-1819-42	2

№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах	№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах
4	Шланг дюритовый $\varnothing 4 \times 11$ мм, $l=60$ мм, для трубопроводов, подающих топливо	ГОСТ В-1819-42	4	5	Шланг дюритовый $\varnothing 12 \times 22$ мм, $l=150$ мм, для масляной системы	ГОСТ 2299-43	1

Примечания. 1. При введении конструктивных изменений и замене деталей вносятся соответствующие изменения и в комплектацию одиночного комплекта запасных частей.
2. Запасные части к готовым изделиям даются в комплектации заводов-поставщиков.

15. ЗАПАСНЫЕ ЧАСТИ ПО ГОТОВЫМ ИЗДЕЛИЯМ

1	Инструментальные сумки вооружения	150П	2	30	Запасные части гидросилителя БУ-IV	1 компл. (в коробке)
2	Сумки запасных частей вооружения	150П	3	31	Запасные части гидросилителя БУ-IV	1 компл. (в коробке)
3	Запчасти вооружения — лампы, счетчиков	УСВ-1М	3	32	Шомпол	1
4	Запасные части к прицелу АСП-3НМ		6	33	Шайбы хлорвиниловые для крана 652200	15
5	Винты электромагнитного клапана ЭК-48		1 компл. (в коробке)	34	Шайбы пробковые для крана 652200	30
6	Запасные части в чехле (в комплектации завода-поставщика)	Б-516	1 компл.	35	Запасные части к электродвигателю МА-1500	1 компл. (в коробке)
7	Вставка	Б-516	2	36	Запасные части для маркерного радиопеленгатора МРП-48П	1 компл. (в коробке)
8	Ключ	Б-516	2 (ключ в бортсумке)	37	Щетки для электродвигателя МА-250	1 компл. (в коробке)
9	Запасные части к автомату АД-3		1 компл. (в коробке)	38	Щетки для электродвигателя МА-100	1 компл. (в коробке)
10	Запасные части к флеса 660 $\times$ 160 мм		1 компл. (в коробке)	39	Запасные части к электромеханизму УТ-6Д	2 компл. (в коробке)
11	Камера колеса 660 $\times$ 160 мм		1 (один на 15 самолетов)	40	Запасные части к конечному выключателю ВК-44	1 компл. (в коробке)
12	Клапан У1890006 колеса 660 $\times$ 160 мм		1 (один на 15 самолетов)	41	Пробки глухие нерабочие аккумулятора 12СМ-28	12
13	Клапан У1391000 колеса 660 $\times$ 160 мм		1 (один на 15 самолетов)	42	Рабочие пробки аккумулятора 12СМ-28	18
14	Клапан У1351000 колеса 660 $\times$ 160 мм		1 компл. (в коробке)	43	Резиновые шайбы аккумулятора 12СМ-28	6
15	Запасные части переднего колеса 480 $\times$ 220 мм	480-200	3	44	Запасные части к фаре ЛФСВ-45	1 компл. (в коробке)
16	Ниппели камеры		3	45	Лампа СМФ-2М для фары	1 компл. (в коробке)
17	Колпачки камеры		3	46	Запасные части к дистанционному компасу ДГМК-3	1 компл. (в коробке)
18	Запасные части к генератору ГСР-6000	ГСР-6000	1 компл. (в коробке)	47	Запасные части к преобразователю электрического тока ПАГ-1Ф	1 компл. (в коробке)
19	Шайбы стопорные к генератору ГСР-6000		1 (на два самолета)	48	Запасные части редуктора	1 компл. (в коробке)
20	Ключи к генератору ГСР-6000		2	49	Запасные части к радиоответчику СРО	3
21	Запасные части	Коробка Т.З. „Д“	1 компл. (в пакете)	50	Запасные части к радиовысотометру РВ-2	1 компл. (в ящике)
22	Термопара	ТВТ-11	1	51	Запасные части к радиокompасу АРК-5	1 компл. (в ящике)
23	Запасные части к агрегату 623		2 компл. (в коробках)	52	Запасные части к агрегату „Клен“	1 компл. (в ящике)
24	Запасные части к насосу МП-100Б1		1 компл. (в коробках)	53	Кварный агрегат „Клен“ (для самолетов, отправляемых транспортом)	2 коробки (кварцев: „А“ — 8 шт., „Б“ — 8 шт.) (в коробке)
25	Силикагель	АД-5	2 мешочка	54	Блок „И“ с инструментом для агрегата „Клен“	4
26	Фильтр автомата ППК-1		1	55	Запасные волноводы для оборудования „Изумруд“	
27	Заглушки кислородных баллонов		4			
28	Заглушка для кислородного прибора КП-18		1			
29	Запасные части спаренного фильтра 269МФ		1 компл. (в коробке)			

№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах	№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах
56	Запасные части для оборудования „Изумруд“		1 компл. (в коробке)	58	Запасные части для оборудования „Изумруд“		1 компл. (в коробке)
57	Напильник для блока №16 оборудования „Изумруд“		1	59	Напильник для блока №16 оборудования „Изумруд“		1

Б. ДЛЯ САМОЛЕТА МР

1. ДЕТАЛИ СТЫКОВЫХ УЗЛОВ КРЫЛА

1	Гайки основного стыкового болта крыла с фюзеляжем	С101000-07	2	3	Болт
2	Винты лючков стыковых узлов фюзеляжа	СД0360-957	16	4	Пластина

2. ДЕТАЛИ КРЫЛА И ФЮЗЕЛЯЖА

1	Винты крепления законцовок крыльев	155Н555-5-14-10	20	8	Законцовка
2	Винты крепления обтекателя „Бано“	1318С-3-10	6	9	Обтекатель
3	Замок крышки люка 1-го топливного бака	С0200-200	2	10	Крышка
4	Стопорные шпильки	2209С3-41	14	11	Шпилька
5	Замки боковых люков фюзеляжа	С0231-100	2	12	Люк
6	Замки к лючкам хвостовой части фюзеляжа	155Н-485	2	13	Лючок
7	Замок бокового люка хвостовой части фюзеляжа	155Н-445	1	14	Люк

3. ВИНТЫ КРЕПЛЕНИЯ ЗАЛИЗОВ КРЫЛА

1	Винты заливов крыльев	1284С8-15	60	8	Залив
2	Винты заливов киля	155Н565-5-12-9	20	9	Киль
3	Винты заливов крыльев	155Н565-5-12-10	30	10	Залив
4	Винты заливов крыльев	1284С8-12	20	11	Залив
5	Винты заливов хвостового оперения	155Н565-5-12-10	60	12	Хвостовое оперение
6	Винты заливов крыльев	155Н555-5-14-12	20	13	Залив
7	Винты заливов крыльев	155Н555-5-20-18	8	14	Залив

4. ДЕТАЛИ ФОНАРИ КАБИНЫ

1	Прокладки резиновые	СД700-624	2	2	Прокладка
---	---------------------	-----------	---	---	-----------

5. ДЕТАЛИ ВОЗДУШНОЙ И ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМ

1	Шланги к аварийным баллонам шасси	СИ5500-1870/1	2	7	Шланг
2	Шланги тормозной системы	СИ5500-1870/2	4	8	Шланг
3	Шланги системы аварийного выпуска основных стоек шасси	СИ5500-1870/3	2	9	Шланг
4	Шланги системы аварийного выпуска передней стойки шасси	СИ5500-1870/4	1	10	Шланг
5	Шланги системы закрытия щитков шасси	СИ5500-450/10	2	12	Шланг
6	Шланги системы открытия щитков шасси	СИ5500-450/2	2	13	Шланг

№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах	№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах
56	Запасные части для оборудования „Изумруд“		1 компл. (ящик № 8)	58	Запасные части для оборудования „Изумруд“		1 компл. (ящик № 19)
	Напильник для блока № 16 оборудования „Изумруд“		1	59	Кабель 35 для оборудования „Изумруд“		1
57	Запасные части для оборудования „Изумруд“		1 компл. (ящик № 12)	60	Коаксиальный разъем-тройник для оборудования „Изумруд“		1

Б. ДЛЯ САМОЛЕТА МиГ-17Ф

1. ДЕТАЛИ СТЫКОВЫХ УЗЛОВ КРЫЛА И ФЮЗЕЛЯЖА

1	Гайки основного стыкового болта крыла с фюзеляжем	СИ01000-03а	2	3	Винты лючков стыковых узлов фюзеляжа	СД0300-779	4
2	Винты лючков стыковых узлов фюзеляжа	СД0300-957	16	4	Пистоны	СД0300-988	12
				5	Пружины	1288С-1	12

2. ДЕТАЛИ КРЫЛА И ФЮЗЕЛЯЖА

1	Винты крепления законцовок крыльев	155Н555-5-14-10	20	8	Замки нижнего люка хвостовой части фюзеляжа	155Н-445	3
2	Винты крепления обтекателя „Бано“	1318С-3-10	6	9	Уплотнительные резиновые кольца	СИ0300-135	6
3	Замок крышки люка 1-го топливного бака	С0200-200	2	10	Винты крепления обтекателя спецустановки	1284С10-17	5
4	Стопорные шпильки	2209С3-41	14	11	Пистоны	Н1175-2	5
5	Замки боковых люков фюзеляжа	С0231-100	2	12	Пружины	1288С2	5
6	Замки к лючкам хвостовой части фюзеляжа	155Н-485	2	13	Шайбы	234А0, 8-3,5-8	10
7	Замок бокового люка хвостовой части фюзеляжа	155Н-445	3	14	Винты хвостового обтекателя фюзеляжа	155Н555-5-12-10	40
				15	Винты нижнего люка мягкого топливного бака	963А6-18	20

3. ВИНТЫ КРЕПЛЕНИЯ ЗАЛИЗОВ КРЫЛЬЕВ И ОПЕРЕНИЯ

1	Винты зализов крыльев	1284С8-15	60	8	Винты люка гидросили-теля ВУ-IV	155Н555-5-16-10	6
2	Винты зализов киля	155Н565-5-12-9	26	9	Винты люка гидросили-теля ВУ-IV	155Н555-5-18-10	12
3	Винты зализов крыльев	155Н565-5-12-10	30	10	Винт люка дистанцион-ного компаса ДГМК-3	155Н555-5-16-10	20
4	Винты зализов крыльев	1284С8-12	20	11	Винт люка крана	155Н555-6-16-10	14
5	Винты зализов хвостового оперения	155Н565-5-12-10	60				
6	Винты зализов крыльев	155Н555-5-14-12	20				
7	Винты зализов крыльев	155Н555-5-20-18	8				

4. ДЕТАЛИ ФОНАРЯ КАБИНЫ

1	Прокладки резиновые	СД700-624	2	2	Паста для покрытия сте-кол фонаря	ГС-32	1 компл.
---	---------------------	-----------	---	---	-----------------------------------	-------	----------

5. ДЕТАЛИ ВОЗДУШНОЙ И ГИДРАВЛИЧЕСКОЙ СИСТЕМ

1	Шланги к аварийным баллонам шасси	СИ5500-1870/1	2	7	Шланги системы откры-тия закрылков на 20°	СИ5500-450/3	2
2	Шланги тормозной си-стемы	СИ5500-1870/2	4	8	Шланги системы откры-тия закрылков на 60°	СИ5500-450/4	2
3	Шланги системы аварий-ного выпуска основных стоек шасси	СИ5500-1870/3	2	9	Шланги системы закры-тия закрылков	СИ5500-450/5	2
4	Шланги системы аварий-ного выпуска передней стойки шасси	СИ5500-1870/4	1	10	Шланги к замку перед-ней стойки шасси	СИ5500-460/1	2
5	Шланги системы закры-тия щитков шасси	СИ5500-450/10	2	11	Шланги к замку подъема основной стойки шасси	СИ5500-460/4	2
6	Шланги системы откры-тия щитков шасси	СИ5500-450/2	2	12	Шланги к замку выпуска основной стойки шасси	СИ5500-460/5	2

№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах	№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах
13	Уплотнительные кольца замка гидросистемы	155H607-17,6	8	27	Чашка заливной горловины бачка гидросистемы	C5500-507	1
14	Уплотнительные кольца согласующего клапана	155H607-17,6	2	28	Прокладки для пробки бачка гидросистемы	CD5500-202	4
15	Уплотнительные кольца согласующего клапана	155H607-9,6	2	29	Уплотнительные кольца зарядного штуцера шасси и гидроаккумулятора	C4091-66	4
16	Уплотнительные кольца коллектора тормозных щитков	155H607-17,6	6	30	Уплотнительные кольца для тройника гидрозамков	155H607-25,6	4
17	Уплотнительные кольца поршня гидроаккумулятора	155H607-107	10	31	Прокладки для штуцеров гидрозамков	155H607-25,6	4
18	Сальниковые кольца коллектора тормозных щитков	CF5500-565	8	32	Прокладка для крышки цилиндра автоматического торможения	155H607-27,6	1
19	Фетровые кольца поршня гидроаккумулятора	C5500-69	6	33	Сальник штока цилиндра автоматического торможения	C5500-749	1
20	Уплотнительные кольца гидроаккумулятора	CD5505-09	6	34	Уплотнительное кольцо предохранительного клапана гидросистемы	CD5500-1179	1
21	Золотник аварийного клапана	CD5500-748	1	35	Уплотнительное резиновое кольцо цилиндра торможения	155H607-13,6	1
22	Прокладки воздушного фильтра	155H317	2	36	Виты крепления штуцеров для подключения наземных гидронасосов	1315C6-14	8
23	Прокладки гасителя колебаний	B-26A12-18	2	37	Шайбы к винту крепления штуцеров подключения наземных гидронасосов	15A49-6	8
24	Прокладки штуцера передней стойки шасси	B-26A18-24	3				
25	Шайба сальника крана гидросистемы	155H607-9,6	3				
26	Шайба резиновая для бачка гидросистемы	CD5500-203	1				

6. ДЕТАЛИ СИСТЕМЫ ГИДРОУСИЛИТЕЛЯ

1	Прокладки для пробки заливной горловины бачка гидросистемы	CD5500-202	4	8	Уплотнительное кольцо предохранительного клапана	CD5505-06	1
2	Поршневые кольца гидроаккумулятора	155H607-107	4	9	Прокладка для автотормозного клапана	CD5505-21/1,2	2
3	Уплотнительные кольца крышки гидроаккумулятора	СИ5505-09	2	10	Поршневое кольцо автотормозного клапана	C5505-53	1
4	Уплотнительные кольца штуцеров сетчатого фильтра бачка гидросистемы	CD5500-203	2	11	Шланг для подключения гидроусилителя	СИ5500-691	1
5	Фильтрующие элементы фильтра тонкой очистки ФГ-11/1	Готовое изделие	4	12	Шланг для подключения гидроусилителя	СИ5500-1868	1
6	Сальниковые кольца крана отключения гидроусилителя	155H607-9,6	2	13	Масло АМГ-10 (дается при отправке самолета ж.-д. транспортом)	16 л (в банке)	
7	Уплотнительные кольца крана гидроусилителя	155H607-19,6	2				

7. ДЕТАЛИ К СИСТЕМЕ ШАССИ

1	Гайки тормозной трубки	C4100-11	2	7	Уплотнительные кольца цилиндра щитка	155H607-25,6	2
2	Резиновые кольца	155H607-23,6	4	8	Прокладки для крышки цилиндра тормозных щитков	155H607-54,4	8
3	Резиновые кольца	155H607-33,6	2	9	Прокладки для крышки цилиндра тормозных щитков	155H607-25,6	4
4	Резиновые кольца	155H607-13,6	8	10	Уплотнительные кольца	155H607-19,6	4
5	Чехлы	СИ4101-500	2				
6	Уплотнительные шайбы для гайки крепления тормозной трубки	КСИ4100-53	4				

№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах	№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах
11	Сальниковые кольца	C4902-05 CF5508-17	2	25			
12	Болты контровки буксировочного ушка	КСИ4100-1001	4	26			
13	Шайбы	234A50-1,5-18-30	6	27			
14	Гайки	1406C-18	4	28			
15	Шпильки разводные 3×45 мм	ГОСТ 397-51	6	29			
16	Карданы амортизаторов	СИ4101-270	2	31			
17	Болты крепления кардана к вылке	СИ4901-40	4	32			
18	Болты крепления амортизатора	СИ4100-12	2	33			
19	Уплотнительное кольцо штока гасителя колебаний	C4910-119	2	34			
20	Шайбы	C4961-66	2	35			
21	Уплотнительные кольца к цилиндру закрылков	155H607-3,6	1	36			
22	Болт соединения лычки со стойкой	СИ4901-51	1	37			
23	Кардан	СИ4901-09	1				
24	Нижний болт	СИ4101-250L	1				

8. ДЕТАЛИ ТОННИВТОРА

1	Уплотнительные шайбы клапана	CD5400-59	2				
2	Прокладки для датчика топливометра	C6102-34	1				
3	Прокладки запорного клапана "Аргус"	C6100-2012	1				
4	Уплотнительные шайбы для поворотного угольника заднего упора бака	B26A20-26	1				
5	Прокладки двойного запорного клапана типа "Аргус"	C6100-2009	1				
6	Прокладки сливной пробки 1-го топливного бака	B26A12-18	4				
7	Прокладки под патрубков насоса ПЦР-1	C6100-94	16				
8	Подвесные топливные баки (придаются при отправке самолета ж.-д. транспортом)	СИ6120-00	2				
9	Прокладки для крышки заливной горловины топливного бака	C6102-509	1				

9. ДЕТАЛИ УПРАВЛЕНИЯ

1	Чехол герметизации головки гидроусилителя	СИ5104-2650	1	5			
2	Манжеты для уплотнения качалки на шпангоуте № 5	CD6500-23	2	6			
3	Манжета герметизации колонки гидроусилителя элеронов	CD5101-663	1	7			
4	Гармошки герметизации соединений тяг управления элеронами	CD5101-2210	2				

№ по пор. в единицах	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах	№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах
11	Сальниковые кольца	C4902-05 СФ5508-17	2	25	Чехлы амортизатора передней стойки	СИ4901-85	2
12	Болты контровки буксировочного ушка	КСИ4100-1001	4	26	Шайбы	C4102-84	2
13	Шайбы	234A50-1,5-18-30	6	27	Шайбы	155H607-25,6	2
14	Гайки	1406С-18	4	28	Шайбы	C4102-134	2
15	Шпинты разводные 3×45 мм	ГОСТ 397-54	6	29	Кожаные манжеты	ГОСТ 544-41	3
16	Карданы амортизаторов	СИ4101-270	2	30	Болт крепления подте- ника к подкосу	СИ4102-03	1
17	Болты крепления кардана к пилке	СИ4901-40	4	31	Резиновое кольцо	СИ4102-511	2
18	Болты крепления амортизатора	СИ4100-12	2	32	Резиновое кольцо	155H607-49,4	10
19	Уплотнительное кольцо штока гасителя колебаний	C4910-119	2	33	Уплотнительное кольцо	155H607-33,4	2
20	Шайбы	C4901-66	3	34	Поршневые кольца	155H607-49,4	2
21	Уплотнительные кольца к цилиндру закрылков	155H607-33,6	4	35	Сальниковое кольцо	СИ4102-511	2
22	Болт соединения пилки со стойкой	СИ4901-51	1	36	Трубки к тормозу	СИ4004-01	2 (правая и левая)
23	Кардан	СИ4901-09	1	37	Чехол для троса аварийного выпуска передней стойки шасси	СИ4001-250	1
24	Нижний болт	СИ4101-250Б	1	38	Трос заземления самолета	СИ4100-30	3

8. ДЕТАЛИ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

1	Уплотнительные шайбы клапана	СД6400-59	2	10	Чехлы прорезиненные для герметизации трубопровода на шпангоуте № 13	C6100-389-5 C6100-389-4	2 1
2	Прокладки для датчика топливомера	C6102-34	2	11	Прокладка для патрубка 1-го топливного бака	СФ6106-09 СФ6106-04	1 1
3	Прокладки запорного клапана „Аргус“	СФ6100-2012	6	12	Прокладка насоса 1-го топливного бака	СФ6106-03 СФ6106-07	1 1
4	Уплотнительные шайбы для поворотного угольника заднего упора бака	B26A20-26	6	13	Прокладка для поплавкового клапана	C6102-166	1
5	Прокладки двойного запорного клапана типа „Аргус“	СФ6100-2009	8	14	Прокладки резиновые для переднего упора подвесного топливного бака	СИ6120-294	4
6	Прокладки сливной пробки 1-го топливного бака	B26A12-18	4	15	Прокладки для заднего упора подвесного топливного бака	СИ6120-295	4
7	Прокладки под патрубок насоса ПЦР-1	C6100-94	2	16	Лючок заливной горловины заднего топливного бака	155H493 150-1-2/Б СФ0300-390	1
8	Подвесные топливные баки (придаются при от- правке самолета ж.-д. транспортом)	СИ6120-00	2	17	Лючок заливной горловины 1-го топливного бака	СО200-00/179	1
9	Прокладки для крышки заливной горловины топливного бака	C6102-509	4	18	Лючок заливной горловины 1-го топливного бака	СО200-00/184	1
				19	Шайбы для гайки рым-болта подвесных баков	234A50-3-14-38	4

9. ДЕТАЛИ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

1	Чехол герметизации го- ловки гидроусилителя	СИ5104-2650	1	5	Резиновый чехол для раз- грузочного механизма гид- роусилителя	СД5101-503	1
2	Манжеты для уплотнения качалки на шпангоуте № 5	СД6500-23	2	6	Прокладка коробки гер- метизации управления са- молетом на шпангоуте № 9	C5101-154	1
3	Манжета герметизации колонки гидроусилителя элеронов	СД5101-663	1	7	Манжеты герметизации тяг на шпангоуте № 9	C5101-163/1-163/2 C5101-164	4 2
4	Гармошки герметизации сочленений тяг управления элеронами	СД5101-2210	2				

№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах	№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах
-----------	---	--	-----------------------	-----------	---	--	-----------------------

10. ДЕТАЛИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

1 Прокладка крышки мас-

СД6402-35

1

11. ДЕТАЛИ ДЛЯ СИСТЕМЫ ГЕРМЕТИЗАЦИИ

1 Шланг герметизации фонаря кабины элеронов

СИ7605-170

1

2 Прорезиненная ткань для заглушки патрубков РД-2ИА

СИ3501-90/1;-90/2

2 (левая и правая)

3 Прокладки для заглушки патрубков РД-2ИА

СД7602-633/сд

1

4 Прорезиненная ткань для герметизации элерона

СД7602-603

1

5 Прорезиненная ткань для герметизации элерона

СИ3501-80/1;-80/2

2

6 Резиновые прокладки для клапана ОКН-30

СД7600-513А

2

7 Трубка, подводящая воздух к шлангу герметизации фонаря

СИ7605-30А

2

8 Уплотнительные кольца лючка для подключения наземного насоса

СФ0300-383

5

9 Уплотнительные прокладки лючков для заправки 2-го топливного бака и для осмотра форсунок

СФ0300-396

5

10 Уплотнительные прокладки лючков для заправки бака гидросистемы

СИ0300-135

8

11 Клей

№ 88

500 г (в упаковке)

12. ДЕТАЛИ ВООРУЖЕНИЯ И ПИРОМЕХАНИЗМА

1 Тросы с тандемами для подъема лафета

СИ8618-280

2

2 Тросы с тандемами для подъема лафета

СИ8618-300

2

3 Шпильки для троса лафета

155Н-3-6-34

6

4 Шпильки крепления патронного ящика

155Н-3-8-40

8

5 Шпилька для стопора переднего крепления 120П

155Н-3-6-45

1

6 Шланги с запорным клапаном для подсоединения воздухопровода к лафету

СФ8611-1030

2

7 Стекло для объектива фотокинопулемета

СО220-343

1

8 Шарик для замка пиромеханизма

Ш-К-А 5/16

8

9 Пружина бойка пиромеханизма

1291С50-2-12-55,5

3

10 Булавки контрольные

СД8601-1709

8

11 Шпилька хомута

2209С4-38

1

12 Шланг для клапана ЭК-48 к цилиндру

СД8611-680-1-2

2

13 Цепочка

Н678-1-105

4

13. ДЕТАЛИ СПЕЦБОРУДОВАНИЯ

1 Заглушка для отверстия электроракетницы

С7203-19

1

2 Шайбы

Р6602-21

3

3 Шайба

Р6602-22

2

4 Прокладки фибровые 18×24 мм

В-26А

2

5 Жидкое стекло

0,3 кг

6 Асбест шнуровой Ø 2 мм

0,2 кг

7 Распределительный коллектор статической и динамической проводки

155Н614-1

2

8 Лампочки 28×0,17 а

СМ-30

5

9 Шланг резиновый для воздуха 4×11 мм

1,5 м

10 Морские шпильки крепления ложементов радиоконсоля, АРК-5 и радиовысотометра РВ-2

155Н-3-6-60

3

11 Морские шпильки крепления ложементов радиоконсоля АРК-5 и радиовысотометра РВ-2

155Н3-6-54

4

12 Винты крепления лючка ПДК-45

155Н555-6-16-12

16

13 Пиропатрон

ПП-3

1 (при от- правке самолета ж.-д. транс- портом дается три патрона)

14 Мембрана

Р6602-19

1

15 Пробка

Р-60

1

16 Винты крепления рамки агрегата "Амур" и винты маркерного радиопеленгатора

155Н565-4-22-10

32

14. ДЮРИТОВЫЕ СОЕДИНЕНИЯ ДРЕНАЖНЫХ СИСТЕМ

1 Шланг дюритовый 4×11 мм, l=250 мм, для трубопроводов, подающих бензин

ГОСТ В-1819-42

1

2 Шланг дюритовый 4×11 мм, l=85 мм, для трубопроводов, подающих топливо

ГОСТ В-1819-42

1

№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах
-----------	---	--	-----------------------

3 Шланг дюритовый 4×11 мм, l=60 мм, для трубопроводов, подающих бензин

ГОСТ В-1819-42

2

4 Шланги дюритовые низкого давления

РМНД 22-315-90-11

2

5 Шланги дюритовые низкого давления

РМНД 22-315-110-11

2

15. МАНЖЕТЫ

1 Прорезиненная ткань для разреза Р-29

СИ7205-00-05-х

1

2 Прорезиненная ткань для разреза Р-29

СИ7205-00-200-х

1

Наименование запасных частей и материалов	Количество в единицах
---	-----------------------

Шланг дюритовый 4 × 11 мм, l = 60 мм, для трубопроводов, подающих бензин	5
Шланги дюритовые низкого давления	5
Шланги дюритовые низкого давления	8
500 г (в упаковке)	

1	
8	
3	
12-55,5	
1709	
1-38	
80-1-2	
105	
5-54	
16-12	
3	1 (при отправке самолета ж.-д. транспортом дается три патрона)
19	1
22-10	32
19-42	1

№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах	№ по пор.	Наименование запасных частей и материалов	Обозначение запасных частей по спецификации завода или № чертежа	Количество в единицах
6	Шланг дюритовый 4 × 11 мм, l = 60 мм, для трубопроводов, подающих бензин	ГОСТ В-1819-42	2	6	Шланги дюритовые низкого давления	РМНД 27 × 36-60-11	1
7	Шланги дюритовые низкого давления	РМНД 22-31,5-90-11	2	7	Шланги дюритовые низкого давления	РМНД 38 × 52-110-11	1
8	Шланги дюритовые низкого давления	РМНД 22-31,5-110-11	2	8	Шланги дюритовые низкого давления	РМНД 42 × 56-130-11	1
15. МАНЖЕТЫ ДЛЯ ЭЛЕКТРОРАЗЪЕМОВ							
1	Прорезиненная ткань для разъема Р-29	СИ7206 00/05вх	1	3	Чехлы для разъема Р-30 и Р-33	С7204-139	2
2	Прорезиненная ткань для разъема Р-29	СИ7205-00/2009вх	1	4	Чехлы для ХС-39 вчешней сигнализации шасси	СФ7202-745	3

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	Стр.
Введение	3
Глава I	
Подготовка самолета к полету	
1. Общие указания по подготовке самолета к осмотру	5
2. Предполетный осмотр самолета	—
3. Проверка работы двигателя на земле	—
А. Подготовка двигателя к запуску	6
Б. Запуск двигателя	—
В. Прогрев и опробование двигателя на различных режимах	7
Г. Противопожарные меры в случае возникновения пожара на двигателе	8
Д. Проверка приемистости двигателя	—
Е. Остановка двигателя	—
Глава II	
Заправка и зарядка систем самолета топливом, маслом, гидросмесью, воздухом и кислородом	
1. Заправка баков самолета топливом	9
2. Слив топлива из баков самолета	—
3. Заправка масляной системы двигателя маслом	—
4. Слив масла из масляной системы двигателя	10
5. Зарядка воздушной системы самолета воздухом	—
6. Заправка гидросистемы самолета смесью	—
7. Слив смеси из гидросистемы самолета	—
8. Зарядка кислородной системы самолета	11
Глава III	
Эксплуатация двигателя	
1. Проверка работы двигателя перед полетом	12
2. Режимы двигателя при рулении самолета	—
3. Указания по включению и выключению форсажной камеры	—
Глава IV	
Особенности эксплуатации самолета в зимних условиях	
1. Общие указания	13
2. Особенности эксплуатации двигателя	—
Глава V	
Уход за самолетом	
1. Общие указания	15
2. Буксировка самолета автотягачом	—
3. Уход за органами управления самолетом и двигателем	16
А. Управление самолетом, и двигателем Рули и элероны самолета	—
Б. Управление закрылками самолета	—
В. Управление тормозными щитками самолета	—
4. Уход за шасси самолета	19
А. Основные технические данные шасси	—
Б. Дозарядка амортизатора передней стойки	—
В. Дозарядка амортизатора основной стойки	20
Г. Зарядка смесью гасителя колебаний переднего колеса	—
Д. Осмотр и проверка шасси	21
5. Уход за остеклением фонаря	22
6. Уход за деталями самолета, изготовленными из электрона	25

Стр.	Глава VI	Стр.
3	Обслуживание и эксплуатация основной гидросистемы, системы гидроусилителя и воздушной системы самолета	
5	1. Основная гидросистема	26
—	А. Технические данные	—
—	Б. Краткое описание действия гидросистемы	27
—	В. Проверка работоспособности гидросистемы	28
—	Г. Проверка герметичности гидросистемы	29
—	Д. Проверка давления воздуха для подкачивания смеси в бачке гидросистемы	—
—	2. Применение гидросистемы	—
—	А. Выпуск и подъем закрылков	—
—	Б. Подъем и выпуск шасси	30
—	В. Открытие и закрытие тормозных щитков	—
—	Г. Управление регулируемым соплом форсажной камеры двигателя	—
—	Д. Аварийный выпуск шасси и закрылков	—
—	Е. Проверка гидросистемы после аварийного выпуска шасси и закрылков	—
—	3. Промывка гидросистемы и уход за ее агрегатами	32
—	4. Воздушная система	33
—	А. Основные технические данные системы	—
—	Б. Проверка герметичности системы	—
—	В. Проверка работоспособности тормозной системы	—
—	Г. Использование аварийной системы шасси для торможения колес шасси самолета	37
—	5. Система гидроусилителя	—
—	А. Основные технические данные системы	—
—	Б. Действие системы	—
—	В. Проверка работоспособности системы	—
—	Г. Проверка герметичности системы	—
—	Д. Проверка давления воздуха для подкачивания смеси в бачке	—
—	Е. Снятие и установка гидроусилителя	—
—	Ж. Промывка системы	—
—	Глава VII	
—	Эксплуатация топливной системы	
—	1. Порядок выработки топлива из баков	40
—	2. Уход за топливной системой	—
—	3. Эксплуатация мягких баков	—
—	4. Подвесные баки и их эксплуатация	43
—	А. Неунифицированные подвесные баки	—
—	Б. Унифицированные подвесные баки	45
—	5. Проверка перед установкой на самолет подвесных баков системы блокировки автомата одновременного сбрасывания баков АООС	47
—	6. Эксплуатационные указания по системе подкачивания воздухом топлива в фюзеляжных и подвесных баках	48
—	Глава VIII	
—	Эксплуатация противопожарного оборудования	
—	1. Проверка действия термовзвешателей	51
—	2. Зарядка пиротолоки	—
—	3. Проверка баллонов с углекислотой	—
—	Глава IX	
—	Эксплуатация радио- и специального оборудования	
—	Общие сведения	53
—	1. Эксплуатация радиостанции РСНУ-3М	—

	Стр.		Стр.
А Подготовка радиостанции перед полетом самолета	53	А Подготовка радиостанции перед полетом самолета	53
Б Осмотр радиостанции	—	Б Осмотр радиостанции	—
В Меры предосторожности при настройке, осмотре и ремонте радиостанции	—	В Меры предосторожности при настройке, осмотре и ремонте радиостанции	—
2 Эксплуатация радиолокационной станции РП-1	55	2 Эксплуатация радиолокационной станции РП-1	55
А Уход за системой наддува герметизированного блока № 2	—	А Уход за системой наддува герметизированного блока № 2	—
Б Указания по уходу за блоками станции	58	Б Указания по уходу за блоками станции	58
В Указания по установке блока № 8 (блок АР18-8) в горизонтальное положение	59	В Указания по установке блока № 8 (блок АР18-8) в горизонтальное положение	59
3 Эксплуатация радиоконцентра АРК-5	—	3 Эксплуатация радиоконцентра АРК-5	—
А Предполетный осмотр	—	А Предполетный осмотр	—
Б Послеполетный осмотр	—	Б Послеполетный осмотр	—
В Проверка радиоконцентра при установке его на самолете	—	В Проверка радиоконцентра при установке его на самолете	—
4 Эксплуатация радиовысотометра РВ-2	60	4 Эксплуатация радиовысотометра РВ-2	60
А Включение и выключение радиовысотометра	—	А Включение и выключение радиовысотометра	—
Б Электрическая проверка радиовысотометра	—	Б Электрическая проверка радиовысотометра	—
В Проверка радиовысотометра в полете	—	В Проверка радиовысотометра в полете	—
Г Уход за радиовысотометром	61	Г Уход за радиовысотометром	61
5 Эксплуатация маркерного радиопеленгатора МРП-48И	—	5 Эксплуатация маркерного радиопеленгатора МРП-48И	—
6 Эксплуатация самолетного радиолокационного ответчика СРО («Барий-М»)	—	6 Эксплуатация самолетного радиолокационного ответчика СРО («Барий-М»)	—
А Предполетный осмотр и подготовка станции к полету	—	А Предполетный осмотр и подготовка станции к полету	—
Б Послеполетный осмотр	—	Б Послеполетный осмотр	—
В Осмотр и обслуживание станции через каждые 10, 30, 50 и 100 летних часов	—	В Осмотр и обслуживание станции через каждые 10, 30, 50 и 100 летних часов	—
7 Эксплуатация находящихся в кабине приборов электрического и радиотехнического оборудования	—	7 Эксплуатация находящихся в кабине приборов электрического и радиотехнического оборудования	—
А Эксплуатация авиаторизонта АГИ-1	61	А Эксплуатация авиаторизонта АГИ-1	61
Б Эксплуатация и обслуживание станции «Сема»	—	Б Эксплуатация и обслуживание станции «Сема»	—

Замеченные опечатки

Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
Правый столбец, 2 снизу	12	19	авт.
Правый столбец, 7 сверху и 9 снизу	БУ-IV	БУ-IV	авт.
Графа 6, 11 и 13 сверху	—	—	—
Графа 6, 21 и 23 снизу	—	—	—
Правый столбец, 29 снизу	молний	застежек-молний	авт.
В раскрывающего замки ремней летчика	—	71	Приложение
В Разборка и сборка стреляющего механизма сиденья	—	72	1. Проверка
Г Заряджание стреляющего механизма	—	73	2. Общие
Д Установка сиденья на самолете	—	75	3. Указания
5 Эксплуатация системы аварийного сбрасывания фонаря кабины	—	76	4. Проверка
6 Снятие с самолета подвижной части фонаря кабины	—	77	5. Общие
7 Эксплуатация катапультируемого сиденья с управлением от штурки и системы аварийного сбрасывания фонаря	—	79	6. Проверка
А Общие сведения	—	83	7. Общие
Б Осмотр и проверка сиденья на земле	—	85	8. Проверка
В Осмотр и проверка аварийной системы сбрасывания фонаря и системы блокировки выстрела	—	—	9. Проверка
Г Осмотр и проверка механизмов привязных ремней и захватов ног летчика	—	—	10. Проверка
Д Проверка стреляющего механизма и его предохранителей	—	—	11. Проверка
Е Способы катапультирования сиденья	—	—	12. Проверка
8 Эксплуатация противообледенительной системы фонаря кабины	—	—	13. Проверка

ЕШНН

Глава VI

Стр.

Обслуживание и эксплуатация основной гидросистемы, системы гидросилителя и воздушной системы самолета

Основная гидросистема	26
А. Технические данные	—
Б. Краткое описание действия гидросистемы	27
В. Проверка работоспособности гидросистемы	28
Г. Проверка герметичности гидросистемы	29
Д. Проверка давления воздуха для подкачки смеси в бак гидросистемы	—
Применение гидросистемы	—
А. Выпуск и подъем закрылков	—
Б. Подъем и выпуск шасси	30
В. Открытие и закрытие тормозных щитков	—
Г. Управление регулируемым соплом форсажной камеры двигателя	—
Д. Аварийный выпуск шасси и закрылков	—
Е. Проверка гидросистемы после аварийного выпуска шасси и закрылков	—
Промывка гидросистемы и уход за ее агрегатами	32
Воздушная система	33
А. Основные технические данные системы	—
Б. Проверка герметичности системы	—
В. Проверка работоспособности тормозной системы	—
Г. Использование аварийной системы шасси для торможения колес шасси самолета	37
Система гидросилителя	—
А. Основные технические данные системы	—
Б. Действие системы	—
В. Проверка работоспособности системы	—
Г. Проверка герметичности системы	—
Д. Проверка давления воздуха для подкачки смеси в бак	—
Е. Снятие и установка гидросилителя	—
Ж. Промывка системы	—

Глава VII

Эксплуатация топливной системы

Порядок выработки топлива из баков	40
Уход за топливной системой	—
Эксплуатация мягких баков	—
Подвесные баки и их эксплуатация	43
А. Неуправляемые подвесные баки	—
Б. Управляемые подвесные баки	45
В. Проверка перед установкой на самолет подвесных баков системы блокировки автомата одновременного сбрасывания баков АОС	47
Эксплуатационные указания по системе подкачки воздуха топливом в фюзеляжных и подвесных баках	48

Глава VIII

Эксплуатация противопожарного оборудования

Проверка действия термовзвешателей	51
Зарядка пироголовок	—
Проверка баллонов с углекислотой	—

Глава IX

Эксплуатация радио- и специального оборудования

Технические сведения	53
Эксплуатация радиостанции РСНУ-3М	—

Стр.

А. Подготовка радиостанции перед полетом самолета	53
Б. Осмотр радиостанции	—
В. Меры предосторожности при настройке, осмотре и ремонте радиостанции	—
2. Эксплуатация радиолокационной станции РП-1	55
А. Уход за системой наддува герметизированного блока № 2	—
Б. Указания по уходу за блоками станции	58
В. Указания по установке блока № 8 (блок АР18-8) в горизонтальное положение	59
3. Эксплуатация радиоконфаса АРК-5	—
А. Предполетный осмотр	—
Б. Послеполетный осмотр	—
В. Проверка радиоконфаса при установке его на самолете	—
4. Эксплуатация радиовысотомера РВ-2	60
А. Включение и выключение радиовысотомера	—
Б. Электрическая проверка радиовысотомера	—
В. Проверка радиовысотомера в полете	—
Г. Уход за радиовысотомером	61
5. Эксплуатация маркерного радиопеленгатора МРП-48П	—
6. Эксплуатация самолетного радиолокационного от- ветчика СРО («Варий-М»)	—
А. Предполетный осмотр и подготовка станции к полету	—
Б. Послеполетный осмотр	—
В. Осмотр и обслуживание станции через каждые 10, 30, 50 и 100 летных часов	—
7. Эксплуатация находящихся в кабине приборов, электрического и радиотехнического оборудования	—
А. Эксплуатация авиогоризонта АГИ-1	64
Б. Эксплуатация и обслуживание станции «Сирена»	—

Замеченные опечатки

Стр.	Строка	Напечатано	Должно быть	По чьей вине
31	Правый столбец, 2 снизу	12	19	авт.
37	Правый столбец, 7 сверху и 9 снизу	—	—	—
136	Графа 6, 11 и 13 сверху	БУ-IV	БУ-IV	авт.
137	Графа 6, 21 и 23 снизу	—	—	—
67	Правый столбец, 29 снизу	молий	застежек-молий	авт.

раскрывающего замки ремней летчика	—
В. Разборка и сборка стреляющего механизма сиденья	—
Г. Зарядка стреляющего механизма	72
Д. Установка сиденья на самолете	73
5. Эксплуатация системы аварийного сбрасывания фонаря кабины	—
6. Снятие с самолета подвижной части фонаря кабины	75
7. Эксплуатация катапультируемого сиденья с управлением от штурки и системы аварийного сбрасывания фонаря	76
А. Общие сведения	—
Б. Осмотр и проверка сиденья на земле	—
В. Осмотр и проверка аварийной системы сбрасывания фонаря и системы блокировки выстрела	77
Г. Осмотр и проверка механизмов привязных ремней и захватов ног летчика	79
Д. Проверка стреляющего механизма и его предохранителей	83
Е. Способы катапультирования сиденья	85
8. Эксплуатация противообледенительной системы фонаря кабины	—

Стр.

А. Подготовка и проверка системы	85
Б. Использование системы в полете	—

Глава XI

Эксплуатация вооружения самолета

1. Техническое обслуживание артиллерийского вооружения	89
А. Снятие и установка агрегатов вооружения	—
Б. Регулирование положения оружия относительно осей самолета	91
В. Регулирование положения прицела АСП-3НМ	—
Г. Регулирование положения фотоприцела ФКП-2	—
Д. Регулирование положения фотоприцела С-13	—
Е. Подготовка вооружения перед полетом самолета	94
Ж. Применение вооружения в воздухе	96
З. Пристрелка пушек	97
2. Техническое обслуживание и эксплуатация бомбардировочного вооружения	—
А. Проверка работоспособности бомбардировочной установки	—
Б. Подвеска на самолет авиабомб и снаряжение их взрывателями	98
3. Указания по эксплуатации кассеты ЭКСР-46 сигнальных ракет	99
А. Зарядка кассеты сигнальными ракетами	—
Б. Стрельба сигнальными ракетами	—

Глава XII

Расстыковка и стыковка передней и хвостовой частей Нивелировка самолета

и хвостовой частей фюзеляжа	100
хвостовой частей фюзеляжа	101

Глава XIII

Вылет на самолете

ний и снятие двигателя с са- нгателя к установке на само-	102
на самолете	—
ителя перед первым его за-	104
еля	—

ные системы управления штур-	107
молета и их замками	—
ны управления закрылками	—
мы управления замками за-	—
3. Регулирование системы управления закрыл-	110
4. Регулирование системы управления замками	—
закрылков	—
5. Общие указания для систем управления за-	111
крылками и их замками	—

Приложение 2

Проверка и устранение валежки (крепления) самолета	112
Общие указания	—
1. Обеспечение поперечной балансировки самолета с выключенным гидросистемой управления элеронами	—
2. Устранение валежки при одностороннем креплении самолета с помощью эксцентриковых втулок	—
3. Устранение разносторонней валежки самолета на различных скоростях полета	114
4. Способы доводки самолета, имеющего валежку и развороты на различных скоростях полета	—

143

Стр.

гидросистемы,
емы самолета

26

27

28

29

зливания

30

31

32

33

34

35

36

37

38

39

40

41

42

43

44

45

46

47

48

49

50

51

52

53

54

55

56

57

58

59

60

61

62

63

64

65

66

67

68

69

70

71

72

73

74

75

76

77

78

79

80

81

82

83

84

85

86

87

88

89

90

91

92

93

94

95

96

97

98

99

100

101

102

103

104

105

106

107

108

109

110

111

112

113

114

115

116

117

118

119

120

121

122

123

124

125

126

127

128

129

130

131

132

133

134

135

136

137

138

139

140

141

142

143

144

145

146

147

148

149

150

151

152

153

154

155

156

157

158

159

160

161

162

163

164

165

166

167

168

169

170

171

172

173

174

175

176

177

178

179

180

181

182

183

184

185

186

187

188

189

190

191

192

193

194

195

196

197

198

199

200

201

202

203

204

205

206

207

208

209

210

211

212

213

214

215

216

217

218

219

220

221

222

223

224

225

226

227

228

229

230

231

232

233

234

235

236

237

238

239

240

241

242

243

244

245

246

247

248

249

250

251

252

253

254

255

256

257

258

259

260

261

262

263

264

265

266

267

268

269

270

271

272

273

274

275

276

277

278

279

280

281

282

283

284

285

286

287

288

289

290

291

292

293

294

295

296

297

298

299

300

301

302

303

304

305

306

307

308

309

310

311

312

313

314

315

316

317

318

319

320

321

322

323

324

325

326

327

328

329

330

331

332

333

334

335

336

337

338

339

340

341

342

343

344

345

346

347

348

349

350

351

352

353

354

355

356

357

358

359

360

361

362

363

364

365

366

367

368

369

370

371

372

373

374

375

376

377

378

379

380

381

382

383

384

385

386

387

388

389

Приложение 3

Стр

Перечень инструмента и принадлежностей для обслуживания самолетов МиГ-17ПФ и МиГ-17Ф	115
А. Для самолета МиГ-17ПФ	—
1. Инструментальная бортовая сумка СД7804-00	—
2. Инструментальная сумка СД7805-00 механика по вооружению	117
3. Инструментальная сумка СД7807-00 радиотехника	118
4. Инструментальная сумка СД7806-00 механика по кислородному оборудованию	119
5. Инструментальная сумка СД7808-00 механика по приборам	—
6. Инструментальная сумка СД7803-00 механика по электрооборудованию	120
7. Инструментальный ящик СИ9234-00/А наземного оборудования	121
Б. Для самолета МиГ-17Ф	122
1. Инструментальная бортовая сумка С7803-00	—
2. Инструментальная сумка С7805-00 механика по вооружению	124
3. Инструментальная сумка С7804-00/Р радиотехника	—
4. Инструментальная сумка С7804-00/К механика по кислородному оборудованию	125
5. Инструментальная сумка С7804-00/14 механика по приборам	—
6. Инструментальная сумка С7804-00/эл механика по электрооборудованию	126
7. Комплект инструмента инженера эскадрильи	—

Приложение 4

Перечень наземного оборудования для обслуживания самолетов МиГ-17ПФ и МиГ-17Ф	128
А. Для самолета МиГ-17ПФ	—
1. Наземное оборудование, придаваемое каждому самолету	—
2. Наземное оборудование, придаваемое на каждые 5 самолетов	129
3. Наземное оборудование, придаваемое на каждые 15 самолетов	—
4. Наземное оборудование, придаваемое на каждые 50 самолетов	130

Б. Для самолета МиГ-17Ф	130
1. Наземное оборудование, придаваемое каждому самолету	—
2. Наземное оборудование, придаваемое на каждые 5 самолетов	131
3. Наземное оборудование, придаваемое на каждые 15 самолетов	—
4. Наземное оборудование, придаваемое на каждые 50 самолетов	—

Приложение 5

Перечень комплекта запасных частей и материалов, придаваемых каждому самолету	132
А. Для самолета МиГ-17ПФ	—
1. Детали стыковых узлов крыла и фюзеляжа	—
2. Детали крыла и фюзеляжа	—
3. Винты крепления заливов крыльев и оперения	—
4. Детали фонаря кабины	—
5. Детали воздушной и гидравлической систем	—
6. Детали системы гидроусилителя	133
7. Детали к системе шасси	—
8. Манжеты для электроразъемов	134
9. Детали топливной системы	—
10. Детали системы управления самолетом и двигателем	—
11. Детали для системы герметизации	135
12. Детали вооружения	—
13. Детали спецоборудования	—
14. Шланги системы дренажа	—
15. Запасные части по готовым изделиям	136
Б. Для самолета МиГ-17Ф	137
1. Детали стыковых узлов крыла и фюзеляжа	—
2. Детали крыла и фюзеляжа	—
3. Винты крепления заливов крыльев и оперения	—
4. Детали фонаря кабины	—
5. Детали воздушной и гидравлической систем	—
6. Детали системы гидроусилителя	138
7. Детали к системе шасси	—
8. Детали топливной системы	139
9. Детали управления самолетом	—
10. Детали силовой установки	140
11. Детали для системы герметизации	—
12. Детали вооружения и пиромеханизма	—
13. Детали спецоборудования	—
14. Дюритовые соединения дренажных систем	—
15. Манжеты для электроразъемов	141

Редактор С. Д. Красильников

Подписано к печати 13/XI 1957 г.

Техн. редактор И. М. Зудакин

Уч.-издательских л. 21,68

Формат бумаги 60×92/8 = 12,5 бум. л.—22,5 печ. л., в т. ч. 8 вклеек

Тип. ЦАГИ. Заказ № 02371/31859

удакин

л. 21,68

6

МИНИСТЕРСТВО АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СССР

САМОЛЕТ МиГ-17Пф

ОБОРОНГИЗ
1956

МИНИСТЕРСТВО АВИАЦИОННОГО

СА
Ми

ТЕХНИЧЕСКОЕ

(ДОПОЛНЕНИЕ К ТЕХНИЧЕСКОМУ

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО
МОСКВА

МИНИСТЕРСТВО АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ СОЮЗА ССР
—50X1-HUM—

СЕКРЕТНО

САМОЛЕТ МиГ-17ПФ

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

(ДОПОЛНЕНИЕ К ТЕХНИЧЕСКОМУ ОПИСАНИЮ САМОЛЕТА МиГ-17)

ГОСУДАРСТВЕННОЕ ИЗДАТЕЛЬСТВО ОБОРОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ
МОСКВА 1956

Описание составили
инженеры *Б. Г. Шипунов, А. Я. Мариненко,*
А. М. Раппопорт и К. В. Слепнев

под руководством
зам. главного конструктора *П. Е. Сырового*

Ответственный редактор *Н. И. Колпачев*

В настоящей книге приведено краткое описание конструкции самолета МиГ-17ПФ, а также даны краткие сведения о его двигательной установке, оборудовании и вооружении. Более подробно описаны агрегаты, отличные от соответствующих агрегатов самолета МиГ-17.

В книге нашли отражение изменения, осуществленные на самолетах МиГ-17ПФ последних серий выпуска 1954 г.

Основные летно-технические характеристики самолета МиГ-17ПФ изложены в книге «Самолет МиГ-17П с двигателем ВК-1Ф», книга I, Оборонгиз, 1954 г.

В книге имеются вставки:

- | | | |
|-------------|----------|--|
| Вставка № 1 | Фиг. 29 | Конструкция основной стойки шасси (Стр. 30—31). |
| Вставка № 2 | Фиг. 34 | Принципиальная и монтажная схемы гидросистемы. (Стр. 35—37) |
| Вставка № 3 | Фиг. 49 | Схема управления форсажем. (Стр. 46—47). |
| Вставка № 4 | Фиг. 56. | Система управления двигателем. Фиг. 59. Принципиальная и монтажная схемы топливной системы. (Стр. 50—51) |
| Вставка № 5 | Фиг. 74 | Принципиальная фидерная электросхема самолета (СП-7200-00) (Стр. 62—63). |
| Вставка № 6 | Фиг. 83 | Схема размещения и соединения блоков радиолокационного прицела РП-1 при улучшенном варианте размещения. Секретно. (Стр. 76—77) |
| Вставка № 7 | Фиг. 115 | Кинематическая схема управления сбрасыванием фонаря и выстрелом (Стр. 110—111) |

ВВЕ

Самолет МиГ-17ПФ является одноместным истребителем-перехватчиком с двигателем ВК-1Ф, построенным на базе серийного фронтового истребителя МиГ-17 (фиг. 1—4).

Основными отличиями самолета МиГ-17ПФ от самолета МиГ-17 являются:

1) наличие радиолокационного прицела РП-1 обеспечивающего выполнение тактических задач ночью и в условиях плохой видимости;

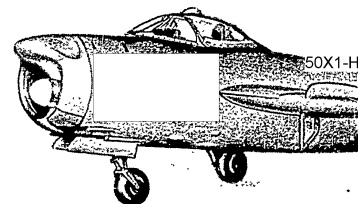
2) установка двигателя ВК-1Ф с форсажной камерой, обеспечивающего кратковременное повышение тяги двигателя в полете, что увеличивает вертикальную и горизонтальную скорости самолета;

3) изменение обводов головной и хвостовой частей фюзеляжа.

По конструктивной схеме самолет представляет собой свободнонесущий среднеплан цельнометаллической конструкции со стреловидным крылом и оперением; шасси — трехколесное с носовым колесом.

В хвостовой части самолета установлен турбореактивный двигатель ВК-1Ф с форсажной камерой. Воздух для двигателя поступает от заборника в носке фюзеляжа. Воздухозаборник вначале общий, затем расходится на два всасывающих канала, которые огибают кабину летчика и отсек бака с двух сторон до отсека двигателя.

Топливо для двигателя размещено в трех фюзеляжных баках: переднем главном баке (мягком) — в носовой части и задних баках (металлических) — в хвостовой части фюзеляжа.



Фиг. 1. Самолет МиГ-17

ВВЕДЕНИЕ

Самолет МиГ-17ПФ является одноместным истребителем-перехватчиком с двигателем ВК-1Ф, построенным на базе серийного фронтового истребителя МиГ-17 (фиг. 1—4).

Основными отличиями самолета МиГ-17ПФ от самолета МиГ-17 являются:

- 1) наличие радиолокационного прицела РП-1, обеспечивающего выполнение тактических задач ночью и в условиях плохой видимости;
- 2) установка двигателя ВК-1Ф с форсажной камерой, обеспечивающего кратковременное повышение тяги двигателя в полете, что увеличивает вертикальную и горизонтальную скорости самолета;
- 3) изменение обводов головной и хвостовой частей фюзеляжа.

По конструктивной схеме самолет представляет собой свободнонесущий среднеплан цельнометаллической конструкции со стреловидным крылом и оперением; шасси — трехколесное с носовым колесом.

В хвостовой части самолета установлен турбореактивный двигатель ВК-1Ф с форсажной камерой. Воздух для двигателя поступает от заборника в носке фюзеляжа. Воздухозаборник вначале общий, затем расходится на два всасывающих канала, которые огибают кабину летчика и отсек бака с двух сторон до отсека двигателя.

Топливо для двигателя размещено в трех фюзеляжных баках: переднем главном баке (мягком) — в носовой части и задних баках (металлических) — в хвостовой части фюзеляжа.

Фюзеляж самолета имеет эксплуатационный разъем, разделяющий его на две части (носовую и хвостовую) и обеспечивающий удобный монтаж и демонтаж двигателя.

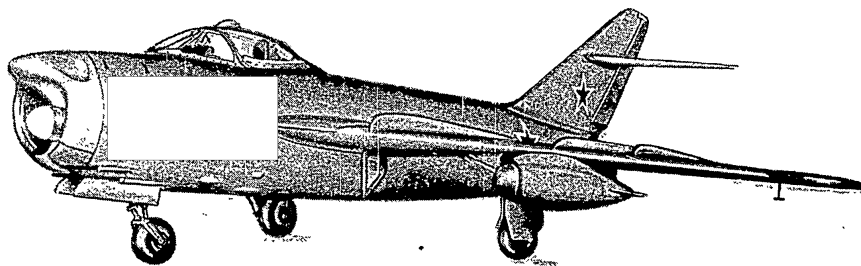
В носовой части фюзеляжа расположены: отсек с радиооборудованием и герметическая кабина, а под ними, в нижней части фюзеляжа, находится установка с тремя пушками НР-23 калибром 23 мм. За кабиной, между каналами, размещен контейнер главного топливного бака.

Хвостовая часть фюзеляжа начинается камерой для двигателя, а далее внутри фюзеляжа установлен кожух обдува, служащий для охлаждения форсажной камеры и фюзеляжа потоком протекающего по щелям воздуха и для предохранения каркаса фюзеляжа от непосредственного теплового воздействия форсажной камеры.

В середине хвостовой части между наружной обшивкой и съемным передним кожухом размещены задние топливные баки. В конце хвостовой части фюзеляжа по бокам установлены аэродинамические тормозные щитки. На хвостовой части размещены вертикальное и горизонтальное оперение и подфюзеляжный гребень.

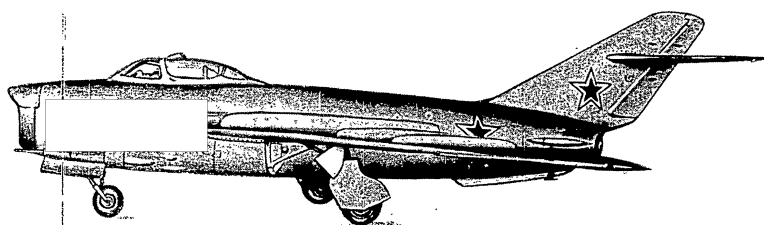
Крыло самолета имеет прямую стреловидность в 45° по линии фокусов. Крыло снабжено элеронами с внутренней аэродинамической компенсацией и щитками-закрылками, отклоняемыми в два положения: взлетное 20° и посадочное 60°.

На верхней поверхности крыла с каждой стороны

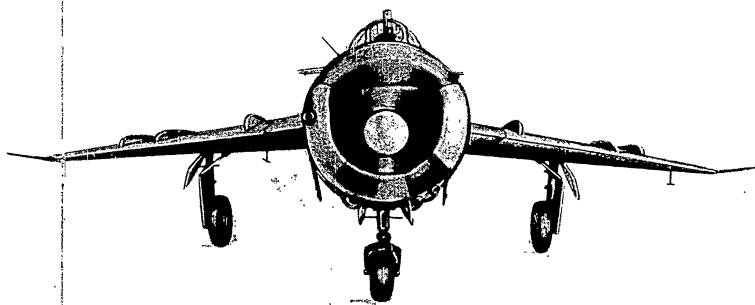


Фиг. 1. Самолет МиГ-17ПФ (вид 3/4 спереди).

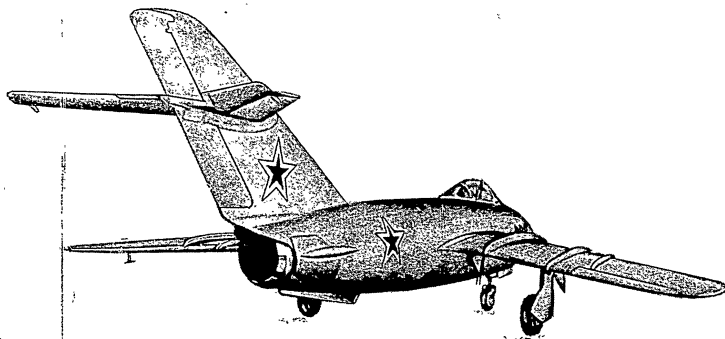
50X1-HUM



Фиг. 2. Самолет МиГ-17ПФ (вид сбоку).



Фиг. 3. Самолет МиГ-17ПФ (вид спереди).



Фиг. 4. Самолет МиГ-17ПФ (вид 3/4 сзади).

установлено по три перегородки (гребня), способствующих сохранению поперечной устойчивости самолета на больших углах атаки.

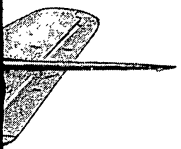
Под крыльями предусмотрена подвеска двух сбрасываемых баков емкостью по 400 л или двух бомб весом до 250 кг каждая.

Управление рулями и элеронами жесткое. 50X1-HUM
Управление элеронами установлен вспомогательный гидравлический усилитель БУ-1У, имеющий автономную гидравлическую систему.

Шасси — убирающееся, имеет рычажную подвеску колес и шины с высоким давлением. Управление выпуском и уборкой шасси, щитков-закрылков и тормозных щитков — от гидравлической системы, гидрокранами с электрическим и механическим дистанционным управлением.

Перезарядка пушек, аварийный выпуск шасси и щитков-закрылков, а также торможение колес производится сжатым воздухом.

Установка трех пушек НР-23 осуществлена на опускаемом лафете. При обслуживании вся установка опускается, что обеспечивает свободный до-



установлено по три перегородки (гребня), способствующих сохранению поперечной устойчивости самолета на больших углах атаки.

Под крыльями предусмотрена подвеска двух сбрасываемых баков емкостью по 400 л или двух бомб весом до 250 кг каждая.

Управление рулями и элеронами жесткое. В системе управления элеронами установлен вспомогательный гидравлический усилитель БУ-1У, имеющий автономную гидравлическую систему.

Шасси — убирающееся, имеет рычажную подвеску колес и шины с высоким давлением. Управление выпуском и уборкой шасси, щитков-закрылков и тормозных щитков — от гидравлической системы, гидрокранами с электрическим и механическим дистанционным управлением.

Перезарядка пушек, аварийный выпуск шасси и щитков-закрылков, а также торможение колес производятся сжатым воздухом.

Установка трех пушек НР-23 осуществлена на опускаемом лафете. При обслуживании вся установка опускается, что обеспечивает свободный до-

ступ к агрегатам вооружения. Управление огнем пушек электрическое.

На самолете установлены: автоматический прицел АСП-3НМ и фотопулемет С-13 с временным механизмом ВМ-2. Перед прицелом установлен блок отработки данных станции РП-1, благодаря чему летчик при стрельбе может пользоваться «искусственной целью».

Фонарь кабины — одностекольный, герметический, с плоским передним бронестеклом. Сдвижная часть фонаря снабжена перископом ТС-27АМ.

Герметическая кабина обеспечивает нормальную работу летчика на большой высоте. В кабине установлена система питания противоперегрузочного костюма ППК-1, обеспечивающая работоспособность летчика при больших по величине и продолжительности их действия эксплуатационных перегрузках. В кабине установлено катапультируемое сиденье, рассчитанное под ленточный парашют.

Самолет оборудован аппаратурой слепой посадки ОСП-48 (АРК-5, МРП-48П и РВ-2), ультракоротковолновой связной радиостанцией РСЙУ-3М и ответчиком опознавания СРО.

ГЛАВА I

ФЮЗЕЛЯЖ

Фюзеляж самолета — балочный, металлической конструкции, лонжероно-стрингерного типа. Каркас фюзеляжа включает 30 поперечных шпангоутов, один наклонный шпангоут и продольный набор из лонжеронов, стрингеров, профилей и диафрагм. Гладкая работающая обшивка связывает каркас в жесткую конструкцию. Основной материал конструкции — дуралюмин, метод соединения — клепка. Большинство узлов фюзеляжа — из стали 30ХГСА. Фюзеляж разделен на две части: носовую и хвостовую, стыкующиеся между собой по шпангоутам № 13 и 14 в десяти точках болтовыми соединениями, позволяющими осуществлять быстрый разъем частей фюзеляжа.

Фюзеляж самолета выполнен по схеме фюзеляжа серийного самолета МиГ-17 и имеет следующие отличия от него: увеличены обводы фюзеляжа в отсеке со шпангоута № 1 по шпангоут № 9 и со шпангоута № 26 по шпангоут № 30; применена новая конструкция шпангоутов с № 19 по № 30.

Фюзеляж самолета выполнен по схеме фюзеляжа серийного самолета МиГ-17 и имеет следующие отличия от него: увеличены обводы фюзеляжа в отсеке со шпангоута № 1 по шпангоут № 9 и со шпангоута № 26 по шпангоут № 30; применена новая конструкция шпангоутов с № 19 по № 30.

1. НОСОВАЯ ЧАСТЬ ФЮЗЕЛЯЖА

Носовая часть фюзеляжа включает в себя отсек от шпангоута № 1, где размещен воздухозаборник, до шпангоута № 13 включительно. В носовой части фюзеляжа размещаются два всасывающих канала, подводящие воздух к двигателю. Всасывающие каналы проходят вдоль наружной обшивки фюзеляжа по правой и левой сторонам, огибая кабину летчика.

От шпангоута № 1 до шпангоута № 4 вверху между всасывающими каналами имеется отсек для размещения специального оборудования (блоки РП-1, РСНУ-3М, СРО и др.), а внизу расположена ниша передней стойки шасси. В центре от шпангоута № 4 до шпангоута № 9 в верхней части фюзеляжа размещена герметическая кабина летчика, а под ней отсек для установки пушек. Отсек от шпангоута № 9 до шпангоута № 13 занят контейнером переднего топливного бака.

КАРКАС

Силовой каркас носовой части фюзеляжа (фиг. 5) состоит из 13 шпангоутов и 3 дополнительных полушпангоутов, 4 лонжеронов, набора стрингеров, верхней подфонарной панели, горизонтальной жесткости и пола кабины летчика. На шпангоутах № 9 и 13 имеются узлы для переднего и заднего креплений крыла. На шпангоуте № 13 подвешен двигатель. В силовую схему фюзеляжа входит также каркас лафета, крепящегося к узлам на шпангоутах № 5А и 9.

Продольный и поперечный наборы каркаса между

собой связаны с помощью уголков, косынок, узлов и работающей обшивки.

ЛОНЖЕРОНЫ

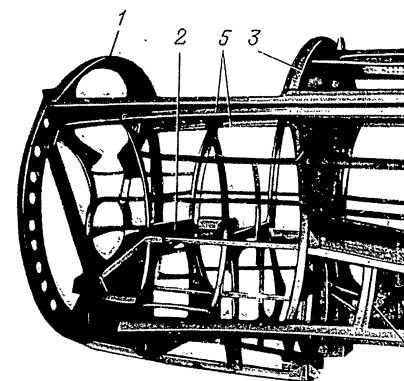
В отсеке между шпангоутами № 1 и 9 верхними и нижними лонжеронами служат штампованные дуралюминовые (из сплава Д16-Л1,5) профили переменных сечений (W-образной формы). Форма сечения выбрана с учетом открытой клепки внутренней обшивки всасывающих каналов и боковых панелей наружной обшивки, а также с учетом удобства размещения замков крышки верхнего люка.

С каждым шпангоутом лонжероны соединены при помощи сварных стальных книц из стали 20А.

В отсеке шпангоутов № 9 и 13 лонжеронами служат четыре хроманислевых профиля переменного сечения тавровой формы.

Верхние задние лонжероны у шпангоута № 9 связаны с верхней панелью, которая в силовом отношении является их продолжением. Соединение лонжерона с профилем панели осуществлено стальной накладкой из стали 30ХГСА-Л2 ($\sigma_b=120 \text{ кг/мм}^2$) и тремя узлами. Нижние задние лонжероны при помощи двух стальных коробок крепятся к профилям шпангоута № 9.

У шпангоута № 13 верхние и нижние лонжероны заканчиваются стальными узлами для стыковки двух частей фюзеляжа и присоединения рамы подвески двигателя. Кроме того, в верхней части фюзеляжа от шпангоута № 11 до шпангоута № 13 имеет-



Фиг. 5. Каркас носовой части фюзеляжа
1—шпангоут № 1; 2—горизонтальная жесткость; 3—верхний стрингер; 4—нижний стрингер; 5—пол кабины летчика; 6—подфонарная панель; 7—нижние лонжероны; 8—задняя часть фюзеляжа

ся центральный верхний лонжерон из таврового дуралюминового профиля с накладкой толщиной 4 мм.

ШПАНГОУТЫ

Контуры шпангоутов соответствуют внешним и внутренним обводам носовой части фюзеляжа. Большинство шпангоутов носовой части состоит из дуралюминовых профилей или стенок с отбортовками и вилокотками, подкрепленными профилями жесткости.

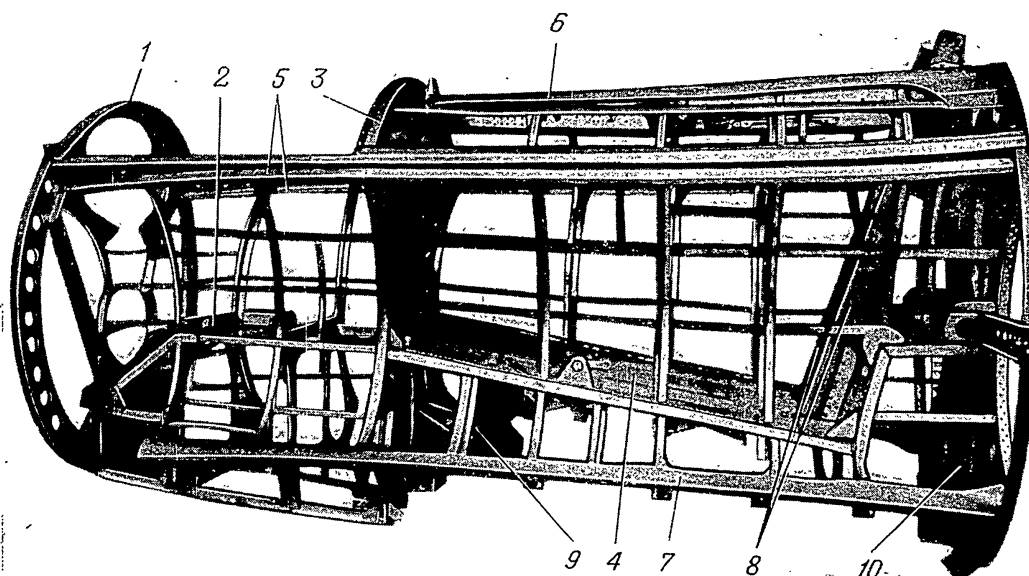
Силовыми являются шпангоуты № 1, 4, 5А, 9 и 13, которые служат местом стыка обшивок фюзеляжа или на которых имеются узлы крепления передней стойки шасси, крыла, оружия, двигателя и хвостовой части фюзеляжа. Конструкция шпангоутов в основном аналогична конструкции шпангоутов самолета МиГ-17, за исключением шпангоута № 1, который изменен под установку антенны станции РП-1 (см. фиг. 5 и 6).

СТЫКОВЫЕ УЗЛЫ

В носовой части фюзеляжа находятся узлы крепления передней стойки шасси, установленные на шпангоутах № 4 и 5А, узлы установки лафета (на шпангоутах № 5А и 9), узлы крепления крыла (на шпангоутах № 9, 11А и 13).

К верхним и нижним боковым узлам на шпангоуте № 13 крепится сварная стальная рама подвески двигателя со всеми его агрегатами; к шпангоуту № 13 крепится также хвостовая часть фюзеляжа.

Материал стыковых узлов носовой части фюзеляжа с крылом, с хвостовой частью фюзеляжа, с рамой двигателя и других узлов — сталь С30ХГСА ($\sigma_b=150 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$) и С30ХГСА ($\sigma_b=120 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$).



Фиг. 5. Каркас носовой части фюзеляжа (со шпангоута № 1 по шпангоут № 9).
1—шпангоут № 1; 2—горизонтальная жесткость; 3—шпангоут № 4; 4—пол кабины; 5—верхние лонжероны; 6—подфонарная панель; 7—нижние лонжероны; 8—рельсы катапульты; 9—шпангоут № 5А, 10—шпангоут № 9

ся центральный верхний лонжерон из таврового дюралюминового профиля с накладкой толщиной 1 мм.

ШПАНГОУТЫ

Контуры шпангоутов соответствуют внешним и внутренним обводам носовой части фюзеляжа. Большинство шпангоутов носовой части состоит из дюралюминовых профилей или стенок с отбортовками и выколотками, подкрепленными профилями жесткости.

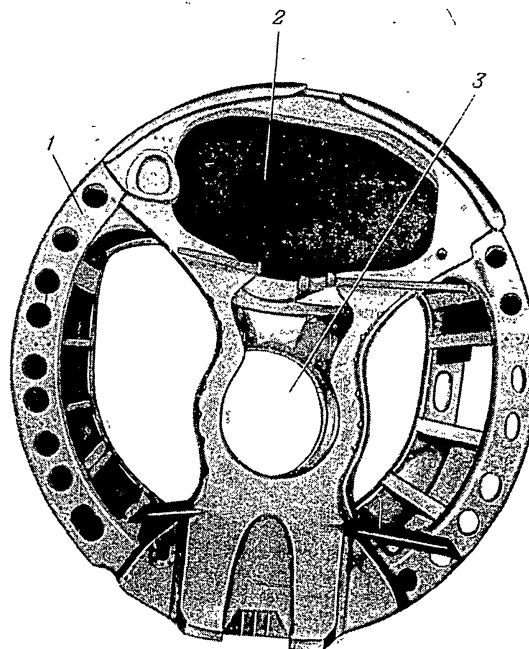
Силовыми являются шпангоуты № 1, 4, 5А, 9 и 13, которые служат местом стыка обшивок фюзеляжа или на которых имеются узлы крепления передней стойки шасси, крыла, оружия, двигателя и хвостовой части фюзеляжа. Конструкция шпангоутов в основном аналогична конструкции шпангоутов самолета МиГ-17, за исключением шпангоута № 1, который изменен под установку антенн станции РП-1 (см. фиг. 5 и 6).

СТЫКОВЫЕ УЗЛЫ

В носовой части фюзеляжа находятся узлы крепления передней стойки шасси, установленные на шпангоутах № 4 и 5А, узлы установки лафета (на шпангоутах № 5А и 9), узлы крепления крыла (на шпангоутах № 9, 11А и 13).

К верхним и нижним боковым узлам на шпангоуте № 13 крепится сварная стальная рама подвески двигателя со всеми его агрегатами; к шпангоуту № 13 крепится также хвостовая часть фюзеляжа.

Материал стыковых узлов носовой части фюзеляжа с крылом, с хвостовой частью фюзеляжа, с рамой двигателя и других узлов — сталь С30ХГСНА ($\sigma_b = 150 \pm 15 \text{ кг/мм}^2$) и С30ХГСА ($\sigma_b = 120 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$).



Фиг. 6. Вид на передний обтекатель по полету.
1—шпангоут № 1; 2—верхний обтекатель; 3—капот прицельной антенны.

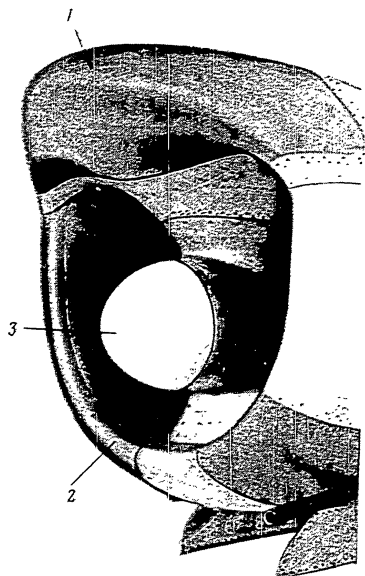
ОБШИВКА

Наружная обшивка носовой части фюзеляжа состоит из 8 листов Д16-Л1,2, внутренняя обшивка всасывающих каналов — из листов Д16-Л0,8.

Герметизация заклепочных швов по обшивке и другим элементам каркаса в зоне кабины и всасывающих каналов выполняется с помощью тиколовых лент, замазки УЗ и клея № 88.

ПЕРЕДНИЙ ОБТЕКАТЕЛЬ

Передний обтекатель (фиг. 7) представляет собой кольцо обтекаемого поперечного сечения с развитой вперед верхней частью, выполненной в виде съемного верхнего обтекателя из стеклотекстолита



Фиг. 7. Передний обтекатель (вид 1/4 спереди).
1—верхний обтекатель из стеклотекстолита АСТТ(6); 2—кольцо воздухозаборника; 3—капот прицельной антенны РП-1

АСТТ(6). Посредине кольцо имеет перемычку обтекаемой формы из материала Д16-Т1.2, на которой заканчиваются внутренние обшивки всасывающих каналов. На перемычке образован путем выколотки плавный переход на капот прицельной антенны РП-1. Капот представляет собой удобообтекаемый купол из пенопластмассы ПС-1.

Остальная часть переднего обтекателя собрана из штампованных дюралюминовых листов: наружных — из Д16-Т1.5, внутренних — из Д16-Т1 с радиально расположенными внутренними диафрагмами из Д16 толщиной от 1 до 2 мм. Обтекатель с правой стороны имеет нишу с крышкой под фотопулемет С-13. Нижняя часть переднего обтекателя в зоне выхода стволов оружия имеет защитную обшивку из жароупорной нержавеющей стали.

ВЕРХНЯЯ ПАНЕЛЬ

Верхняя или подфонарная панель расположена между шпангоутами № 4 и 9 и окантовывает вырез

в обшивке под фонарь кабины летчика. Панель является силовым элементом каркаса и представляет собой раму, склепанную из дюралюминовых гнутых профилей толщиной 1,5 мм с диафрагмами жесткости внутри.

К верхней панели крепятся рельсы сдвижной части фонаря, узлы для крепления замков фонаря и направляющие рельсы катапультируемого сиденья летчика.

ГОРИЗОНТАЛЬНАЯ ЖЕСТКОСТЬ

Горизонтальная жесткость расположена ниже продольной оси самолета между всасывающими каналами в отсеке шпангоутов № 1—4 и имеет перегиб вниз от шпангоута № 2 к шпангоуту № 1 (см. фиг. 5).

Жесткость состоит из дюралюминового листа Д16-Т1.2, окантованного уголками из Д16-Т1.5. В жесткости имеются выштамповки под колесо шасси и блок радиоответчика.

ПОЛ КАБИНЫ

Пол кабины летчика расположен в отсеке между шпангоутами № 4 и 9. От шпангоута № 4 к шпангоуту № 8 плоскость пола наклонена вниз и имеет выступ вверх от шпангоута № 8 до шпангоута № 9. Конструкция пола состоит из листа Д16-Т1.2, приклепанного к стенкам всасывающих каналов и подкрепленного перемычками шпангоутов и продольными профилями.

КРЫШКА ВЕРХНЕГО ПЕРЕДНЕГО ЛЮКА

Крышка обеспечивает доступ к оборудованию, размещенному в переднем отсеке (фиг. 8) носовой части фюзеляжа перед кабиной. Конструкция крышки состоит из обшивки Д16-Т1.2, подкрепленной каркасом из дюралюминовых профилей. Крышка крепится к верхним лонжеронам фюзеляжа шестью натяжными замками и двумя штырями у шпангоутов № 1 и 4.

КРЫШКИ ОТСЕКА ВООРУЖЕНИЯ

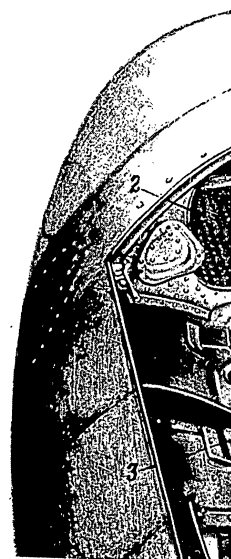
Крышки отсека вооружения между шпангоутами № 5А и 9 обеспечивают доступ: слева к установке двух пушек НР-23 и справа к установке одной пушки НР-23.

Конструкция крышек состоит из листа обшивки Д16-Т1.2, подкрепленного внутри профилями. Крепление крышек произведено шарнирными узлами к лафету и стальными винтовыми замками к нижним лонжеронам фюзеляжа. В крышках имеются отверстия для выбрасывания звеньев и гильз.

Кроме основных люков вооружения, имеются еще съемные люки с обеих сторон в зоне шпангоутов № 4 и 5А, они укреплены стальными винтовыми замками с плавающими гайками.

Обтекатели стволов оружия выполнены в форме небольших удобообтекаемых крышек, укрепленных винтовыми замками.

Герметизация стволов оружия достигается установкой на обтекатели стволов наконечников с вращающимися полушариями (аналогично герметизации на самолете МиГ-17).



Фиг. 9. Крышка люка топливного бака.
1—вид изнутри на вер

КРЫШКА ЛЮКА ТОПЛИВ

Между шпангоутами № 9 и 13 в носовой люк, служащий для установ

2. Х

Хвостовая часть фюзеляжа включает шпангоут № 14 до шпангоута № 30 и хвостовым обтекателем.

Хвостовая часть фюзеляжа имеет по сравнению с хвостовой частью фюзеляжа № 30 и новую конструкцию шпангоута № 30. Хвостовая часть снабжена к тормозными щитками увеличенной

Конструкция стыковой узел фюзеляжа осуществить быстрый разъем носовых частей фюзеляжа (при помощи стальных болтов, связывающих фюзеляж)

В хвостовой части фюзеляжа (фиг. 10) предусмотрены для размещения двигателя, камеры и регулируемым соплом, заднего бака, тормозных щитков, гидросистемы тормозными щитками и спидометра. На хвостовой части установлен самолет.

КАРКАС

Каркас хвостовой части состоит из продольных наборов и наклонных шпангоутов.

ины летчика. Панель яв-
каркаса и представляет
дуралюминовых гнутых
и с диафрагмами жест-

тятся рельсы сдвижной ча-
сления замков фонаря и
апультируемого сиденья

Я ЖЕСТКОСТЬ

еть расположена ниже
жду всасывающими ка-
ов № 1—4 и имеет пере-
2 к шпангоуту № 1 (см.

дуралюминового листа
уголками из Д16-Л1,5.
амповки под колесо шас-

БИНЫ

положен в отсеке между
шпангоута № 4 к шпан-
наклонена вниз и имеет
№ 8 до шпангоута № 9.
из листа Д16-Л1,2, при-
ывающих каналов и под-
шпангоутов и продольны-

ПЕРЕДНЕГО ЛЮКА

доступ к оборудованию,
отсеке (фиг. 8) носовой
ной. Конструкция крыш-
Д16-Л1,2, подкрепленной
ал профилей. Крышка
фонам фюзеляжа шестью
ия штырями у шпангоу-

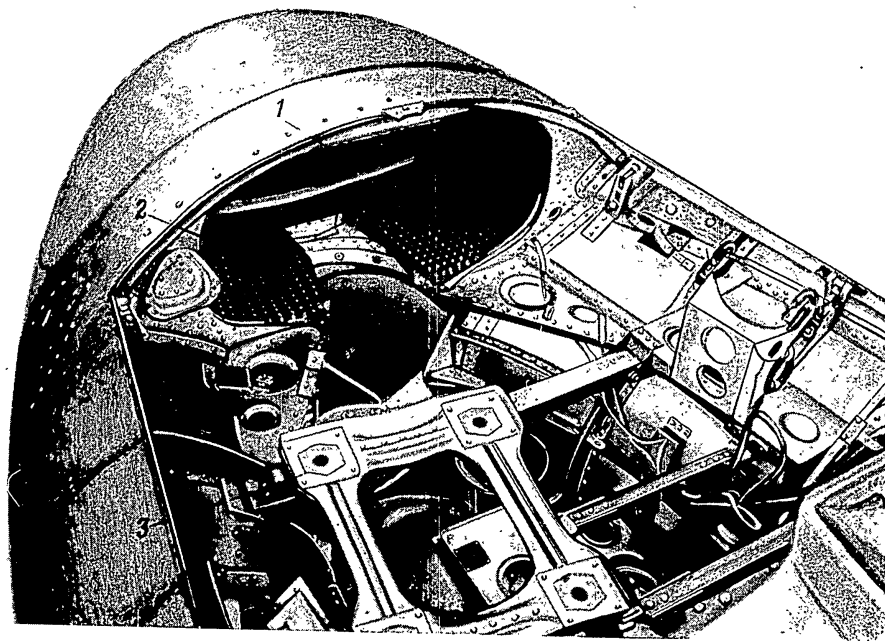
ВООРУЖЕНИЯ

ия между шпангоутами
ступ слева к установке
ва к установке одной

тонт из листа обшивки
изнутри профилями.
дено шарнирными узла-
винтовыми замками к
тяжа. В крышках име-
ывания звеньев и гильз.
оружения, имеются еще
он в зоне шпангоутов
стальными винтовыми
ками.

ия выполнены в форме
крышек, укрепленных

ужия достигается уста-
ов наконечников с вра-
(аналогично герметиза-



Фиг. 8. Вид сверху на передний отсек фюзеляжа.
1—вид изнутри на верхний обтекатель; 2—резиновый экран поисковой антенны РП-1;
3—рамка крепления блока № 2 РП-1.

КРЫШКА ЛЮКА ТОПЛИВНОГО БАКА

Между шпангоутами № 9 и 13 внизу имеется си-
ловой люк, служащий для установки и снятия топ-

ливного бака. Крышка люка крепится на 72 вин-
тах, а также с помощью двух силовых узлов на
шпангоуте № 9 и одного узла на шпангоуте № 13.

2. ХВОСТОВАЯ ЧАСТЬ ФЮЗЕЛЯЖА

Хвостовая часть фюзеляжа включает в себя отсек
от шпангоута № 14 до шпангоута № 30, заканчи-
ваясь хвостовым обтекателем.

Хвостовая часть фюзеляжа имеет увеличенные
по сравнению с хвостовой частью фюзеляжа МиГ-17
внешние обводы со шпангоута № 27 по шпангоут
№ 30 и новую конструкцию шпангоутов с № 19 по
№ 30. Хвостовая часть снабжена кожухом обдува
и тормозными щитками увеличенной площади.

Конструкция стыковых узлов фюзеляжа позволяет
осуществить быстрый разъем носовой и хвостовой
частей фюзеляжа (при помощи стяжных и откид-
ных болтов, связывающих фюзеляж в одно целое).

В хвостовой части фюзеляжа (фиг. 9) предусмот-
рены отсеки для размещения двигателя с форсажной
камерой и регулируемым соплом, заднего топливно-
го бака, тормозных щитков, гидросистемы управ-
ления тормозными щитками и специального оборудо-
вания. На хвостовой части установлено оперение
самолета.

КАРКАС

Каркас хвостовой части состоит из продольного
и поперечного наборов и наклонного силового
шпангоута.

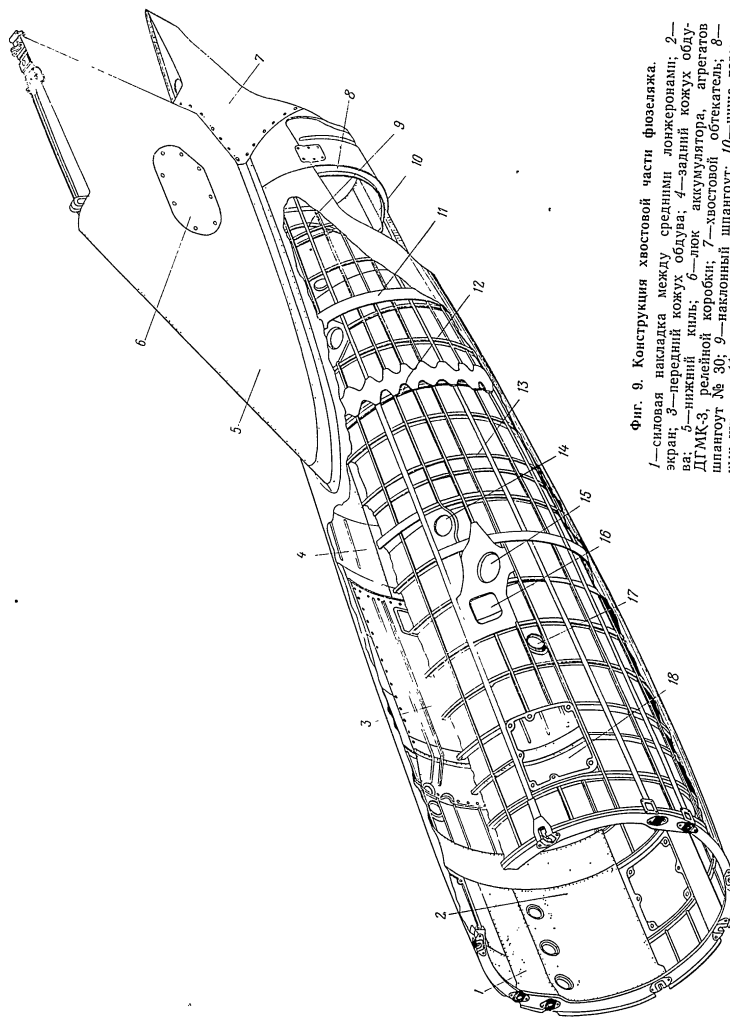
Продольный набор состоит из 10 лонжеронов пере-
менного сечения, 2 профилей коробчатого сечения
и стрингерного набора из профилей с бульбой. Ос-
новной материал продольного набора — сплав
В-95.

Поперечный набор включает 17 шпангоутов (с
№ 14 по № 30), в том числе 5 шпангоутов усилен-
ных и 12 шпангоутов нормальных контурных. Ос-
новной материал шпангоутов — дуралюмин Д-16.

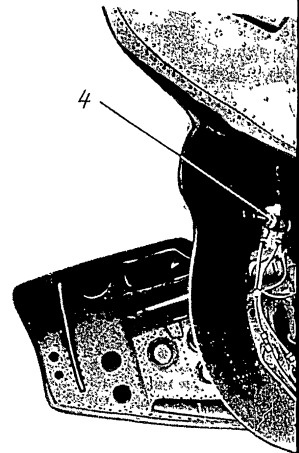
По сравнению со шпангоутами самолета МиГ-17
высота стенок шпангоутов уменьшена со шпангоута
№ 20 и дальше вследствие установки форсажной
камеры и топливных баков.

Силовой наклонный шпангоут является продолже-
нием лонжерона киля в конструкции фюзеляжа и
размещен между шпангоутами № 27 и 30. Наклон-
ный шпангоут склепан из двух штампованных полу-
шпангоутов (материал В-95) с помощью стальных
книц по плоскости симметрии самолета в месте сты-
ковки фюзеляжа с лонжероном киля. К наклонно-
му шпангоуту крепятся узлы подвески тормозных
щитков и силовых цилиндров управления щитками
(фиг. 10).

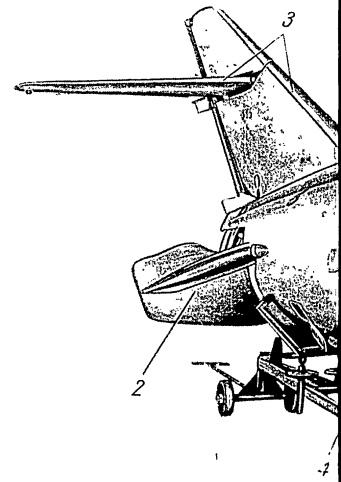
Каркас хвостовой части связан уголками, косын-
ками, стальными узлами и гладкой работающей
обшивкой (см. фиг. 9 и 11).



Фиг. 9. Конструкция хвостовой части фюзеляжа.
1—силовая накладка между средним лонжероном; 2—экран; 3—передний киль; 4—задний киль; 5—нижний киль; 6—лок аккумулятора; 7—хвостовой обтекатель; 8—шпангоут № 20; 9—наклонный шпангоут; 10—ниша тормозных шпангоутов; 11—шпангоут № 27; 12—шпангоут № 25; 13—шпангоут № 23; 14—лок под термолар; 15—лок заливной горловины; 16—лок гидроагрегатов; 17—лок пусковых блоков; 18—лок подхода к двигателю.

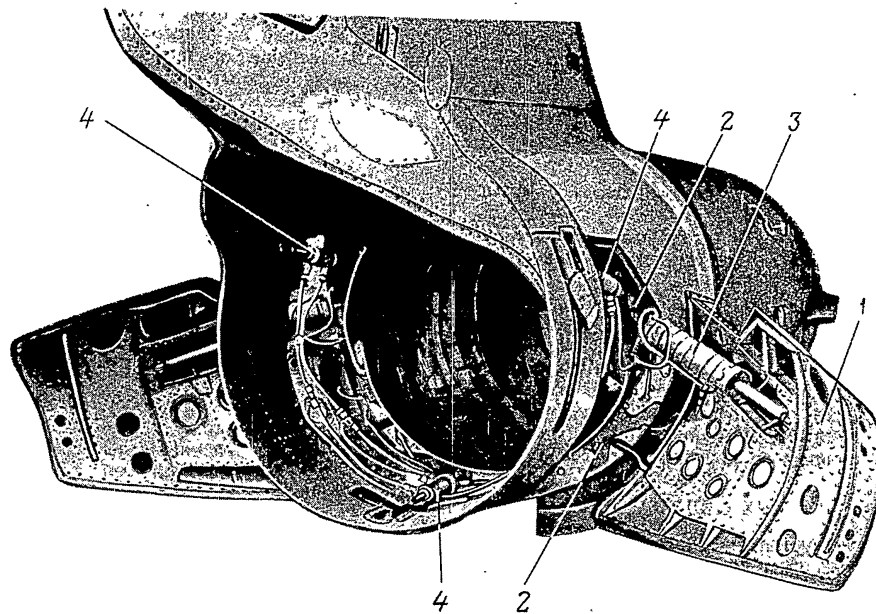


Фиг. 10. Хвостовая часть фюзеляжа.
1—шпангоут; 2—узлы подвески; 3—шпангоут.

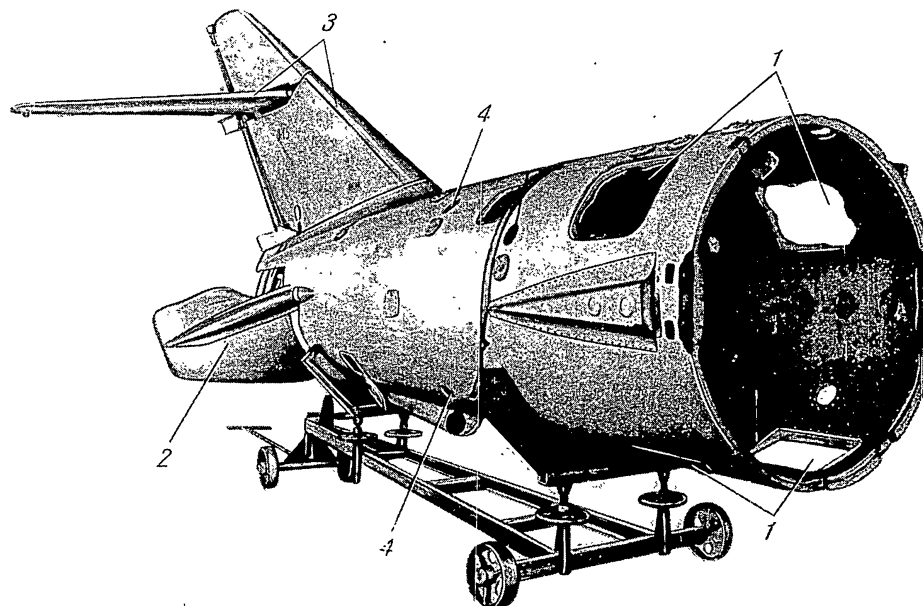


Фиг. 11. Хвостовая часть фюзеляжа.
1—люки подхода к двигателю; 2—шпангоут; 3—шпангоут; 4—лючки.

1—силовая накладка между средним лонжероном, 2—экан; 3—передний кожух обдува; 4—задний кожух обдува; 5—нижний киль; 6—люк аккумулятора, агрегатов ДГМЗ, релейной коробки; 7—хвостовой обтекатель, 8—шпангоут № 30; 9—наклонный шпангоут; 10—ниша тормозных щитков; 11—шпангоут № 27; 12—шпангоут № 25; 13—шпангоут № 23; 14—люк под термолар; 15—люк заливной горловины; 16—люк гидроагрегатов; 17—люк пусковых блоков; 18—люк подхода к двигателю.



Фиг. 10. Хвостовая часть фюзеляжа с открытыми тормозными щитками.
1—щиток; 2—узлы подвески; 3—гидроцилиндр; 4—гидроцилиндры управления соплом.



Фиг. 11. Хвостовая часть фюзеляжа.
1—люки подхода к двигателю; 2—тормозной щиток; 3—хвостовое оперение;
4—лючки подхода к термопарам.

Внизу между шпангоутами № 19 и 23 в обшивке сделаны четыре специальных люка для монтажа агрегатов МРП-48П, ДГМК и рамочной антенны АРК-5. Крышка люка подхода к раме АРК-5—съемная, сварной конструкции с щелевыми воздухозаборниками и фильтром из латунной сетки.

ОБШИВКА

Обшивка хвостовой части фюзеляжа состоит из 11 листов дуралюмина толщиной 1,5—1,2 и 1 мм. Обшивка хвостовой части имеет вырезы под люки подхода к двигателю и оборудованию и под лючки к тягам управления самолетом.

С внутренней стороны каркас хвостовой части имеет: силовые накладки толщиной 1,5 мм между средними лонжеронами и экран из нескольких листов дуралюмина толщиной 0,5 мм между верхними и нижними боковыми лонжеронами. Накладки и экран расположены в зоне шпангоутов № 14 и 18. Экран служит для уменьшения потерь скоростного напора набегающего на двигатель потока.

КОЖУХ ОБДУВА

Кожух обдува установлен на шпангоутах между форсажной камерой и каркасом фюзеляжа в зоне от шпангоута № 18 до шпангоута № 28 (фиг. 12). Назначением кожуха является создание канала

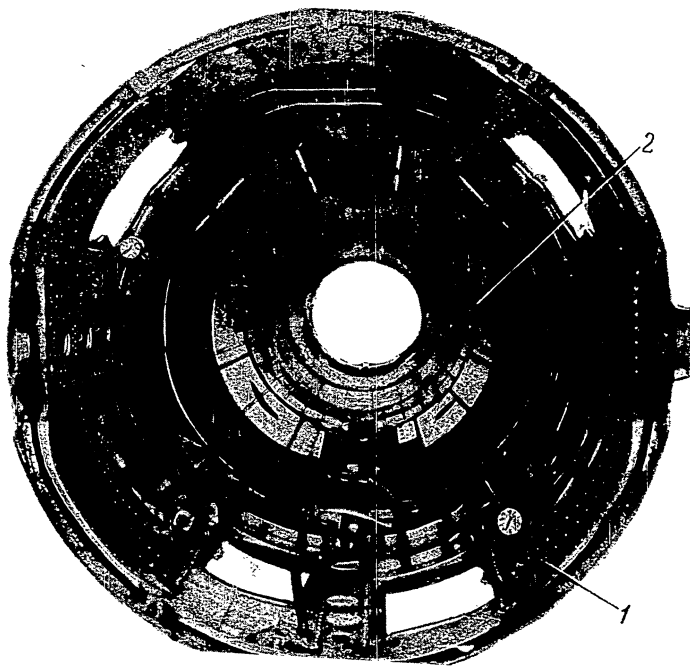
форсажной камеры и предохранение фюзеляжа и размещенного в нем оборудования, тяг управления и топливного бака от непосредственного теплового воздействия форсажной камеры.

Кожух обдува форсажной камеры выполнен в форме трубы переменного сечения, имеющей желоба под тяги управления и выштамповки под агрегаты оборудования. Кожух целиком съемный, состоит из двух основных частей: переднего и заднего кожухов.

Передний кожух выполнен из листового дуралюмина Д16-П0,8 и прикреплен к отбортовкам шпангоутов № 18—23 и к специальным кронштейнам с профилями при помощи анкерных гаек. В верхней части кожуха на отбортовках шпангоутов проложены местные паронитовые прокладки толщиной 5 мм, создающие щели между кожухом и каркасом.

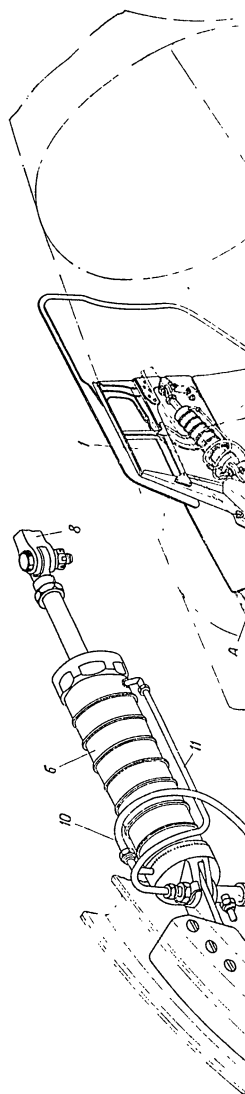
Передний кожух состоит из нескольких частей: верхней, двух боковых и экранов топливного бака. Экранами топливного бака являются нижние боковые части переднего кожуха. Листы экрана со стороны топливного бака снабжены стеклотекстолитовыми продольными прокладками толщиной 3 мм, гарантирующими минимальную щель обдува между кожухом и топливным баком.

Экраны топливного бака снимаются независимо от остальных частей кожуха обдува, что обеспечивает съем и постановку топливных баков при расстыкованном фюзеляже.



Фиг. 12. Вид изнутри на хвостовую часть фюзеляжа.
1—экран; 2—кожух обдува.

Крепление цилиндра тормозного щитка



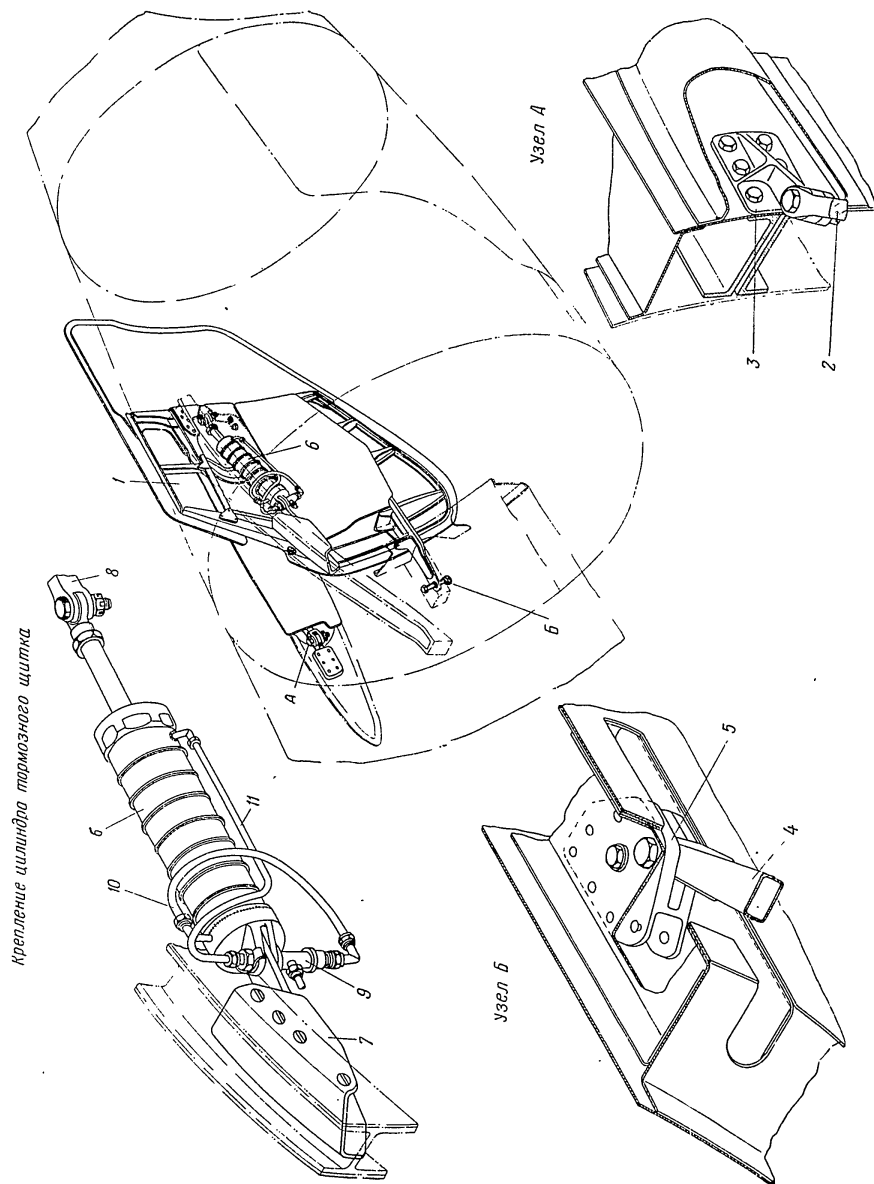
предохранение фюзеляжа и оборудования, тяг управления непосредственного теплового камеры.

сажной камеры выполнен в сечении, имеющей желобчатую и выштамповки под агрегатов целиком съемный, состоит из передней и задней ко-

шплен выполнен из листового дуралюминия, креплен к отбортовкам шпангоута специальными кронштейнами с анкерными гаек. В верхней отбортовке шпангоута проложены прокладки толщиной 5 мм, обдуваются кожухом и каркасом.

остоят из нескольких частей: экранов топливного бака. бака являются нижние боковые кожуха. Листы экрана со стороны снабжены стеклотекстолитовыми прокладками толщиной 3 мм, закрывающую щель обдува между баком.

бака снимаются независимо кожуха обдува, что обеспечивает чистоту топливных баков при чистке.



Фиг. 13. Конструкция тормозного щитка и его узлов крепления. 1—тормозной щиток; 2—верхний узел крепления тормозного щитка на фюзеляже; 3—верхний узел крепления тормозного щитка на фюзеляже; 4—нижний узел крепления тормозного щитка на фюзеляже; 5—нижний узел крепления тормозного щитка на фюзеляже; 6—цилиндр тормозного щитка; 7—узел крепления цилиндра на фюзеляже; 8—узел крепления штока цилиндра на тормозном щитке; 9—коллектор бесшлангового соединения; 10—трубка системы выпуска; 11—трубка системы уборки щитка.

Задний кожух состоит из двух частей: первая часть (из листового дуралюмина) расположена от шпангоута № 23 до шпангоута № 25 и вторая часть кожуха (из пержавающей жароупорной стали ЯИТ-110,5) расположена от шпангоута № 25 до шпангоута № 28 и заходит за него на 120 мм. К хвостовой части кожуха сверху прикреплены дуралюминовый козырек, защищающий от тепловых влияний наклонный шпангоут, и по сторонам дуралюминовые экраны, защищающие бесшланговое соединение гидросистемы с цилиндрами тормозных щитков.

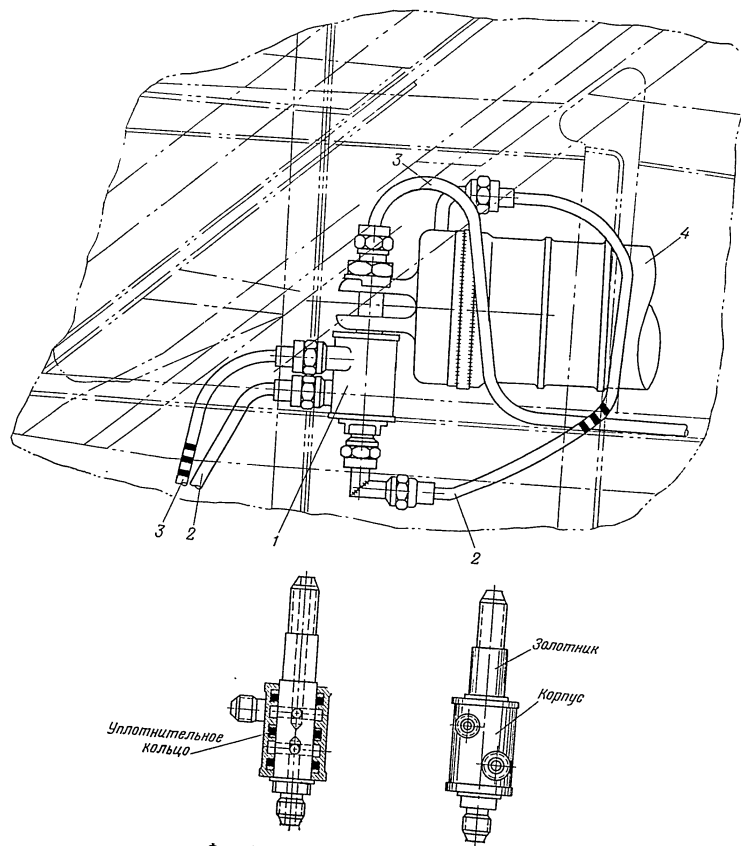
Задний кожух прикреплен к шпангоутам при помощи местных прокладок толщиной 2 мм, создающих шель обдува. Соединение переднего и заднего кожухов на шпангоуте № 25 — телескопическое, со встречными воздушному потоку щелями; размер щелей между кожухами 3 мм и между передним кожухом и шпангоутом фюзеляжа 1,5 мм.

ТОРМОЗНЫЕ ЩИТКИ

Тормозные щитки суммарной площадью 0,97 м² помещаются на хвостовой части (на правом и левом бортах) в зоне шпангоутов № 28—30 и наклонков на фюзеляже частично изолировано от воздействия тепла от форсажной камеры стальным задним кожухом и экранами.

Конструкция тормозных щитков (фиг. 13) — балочного типа, каждый щиток имеет два узла навески к фюзеляжу. Нижний узел — внутренний, он вписан в контур фюзеляжа. Верхний узел — наружный, он имеет обтекаемую форму. Каркас щитков, состоящий из балок и диафрагм, связан наружной обшивкой из нержавеющей стали.

Открываются и закрываются щитки гидравлическими подъемниками, обеспечивающими одновременно их работы. Подъемники подвешены к



Фиг. 14. Бесшланговое соединение.
1—распределительный коллектор; 2—линия на выпуск тормозных щитков; 3—линия на уборку тормозных щитков; 4—цилиндр управления тормозным щитком.

стальным узлам на наклонных шарнирно соединены с узлом связи синхронизации от Управления гидросистемой. Щитков осуществляется с помощью цилиндрических гидросистем, осуществлено через ось подтяжки, имеет распределитель смеси с металлическими трубами. Бесшланговое соединение трубопроводов гидросистемы повышает надежность, температуры снижает вес конструкции.

ГРЕБЕНЬ

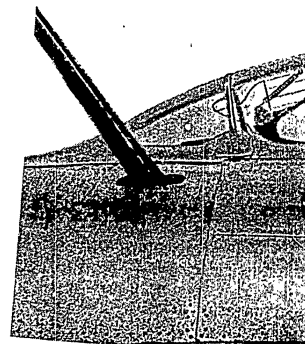
На хвостовой части фюзеляжа подфюзеляжный гребень,

Фонарь кабины летчика (фиг. 15) состоит из двух частей: козырька и подвижной части. Сдвижная часть фонаря сдвигается по рельсам — двум боковым и одному центральному.

Задний рельс закреплен на шпангоуте № 9 и между шпангоутами № 9 и № 10. Фонарь кабины имеет одинаковое переднее плоское бронестекло. По сравнению с фонарем серийного самолета МиГ-17ПФ отличается более сложной формой, так как у него рама фонаря имеет форму скоп ТС-27АМ и лучевая антенна фонаря снабжена жидкостным протектором.

КОЗЫРЕК

Козырек фонаря состоит из алюминиевой обечайки, прикрепленной к фюзеляжу. Обечайка имеет четыре



ЩИТКИ

площадью 0,97 м² (на правом и левом) № 28—30 и наклон. Место установки щитков обдувается от воздействия стальных зад-

ков (фиг. 13) — ба- имеет два узла на- вел — внутренний, он- рхний узел — наруж- рму. Каркас щитков- гм, связан наружной- ли.

щитки гидравличе- вающими одновре- меники подвешены к

стальным узлам на наклонном шпангоуте, штоки их шарнирно соединены с узлами на щитках. Жесткой связи синхронизации открытия щитки не имеют. Управление гидросистемой открытия и закрытия щитков осуществляется с помощью крана ГА-13М/5.

Питание цилиндров гидросмесью — бесшланговое, осуществлено через ось подвески цилиндров, на которой имеется распределительный коллектор гидросмеси с металлическими трубопроводами, идущими к цилиндру. Бесшланговое соединение (фиг. 14) трубопроводов гидросистемы с цилиндрами повышает надежность, температурную стойкость и позволяет снизить вес конструкции.

ГРЕБЕНЬ

На хвостовой части фюзеляжа имеется продольный подфюзеляжный гребень, улучшающий боковую

устойчивость самолета и предохраняющий фюзеляж при посадке самолета.

Гребень — съемный, выполнен из обшивки, набора диафрагм и наружной стальной окантовки по передней кромке гребня. Задняя часть гребня имеет съемную стальную пятку, снабженную гнездом для наземной подставной опоры.

ХВОСТОВОЙ ОБТЕКАТЕЛЬ

Заканчивается хвостовая часть фюзеляжа хвостовым обтекателем со съемной законцовкой, плавно переходящей в киль.

Конструкция обтекателя состоит из наружной и внутренней обшивок с набором диафрагм и включает узлы крепления форсажной камеры.

Наружная обшивка обтекателя приклепана к фюзеляжу по шпангоуту № 30.

3. ФОНАРЬ КАБИНЫ

Фонарь кабины летчика (фиг. 15) состоит из двух частей: козырька и сдвижной части. Фонарь обеспечивает летчику обзор во все стороны.

Сдвижная часть фонаря сдвигается назад по трем рельсам — двум боковым и одному заднему. Боковые рельсы прикреплены к верхней панели фюзеляжа внутри кабины с левого и правого бортов. Задний рельс закреплен на верхней панели фюзеляжа между шпангоутами № 9 и 11.

Фонарь кабины имеет одинарное остекление и переднее плоское бронестекло. По сравнению с фонарем серийного самолета МиГ-17 фонарь самолета МиГ-17ПФ отличается более обтекаемой удлиненной формой, так как у него развит вперед козырек. На сдвижной части фонаря установлены перископ ТС-27АМ и лучевая антенна АРК-5. Козырек фонаря снабжен жидкостным противоблещителем.

КОЗЫРЕК

Козырек фонаря состоит из штампованной дюралюминовой обечайки, приклепанной к обшивке фюзеляжа. Обечайка имеет четыре выреза: передний,

закрываемый стеклом броневых блока, два боковых и один верхний, закрываемые индивидуальными органическими стеклами.

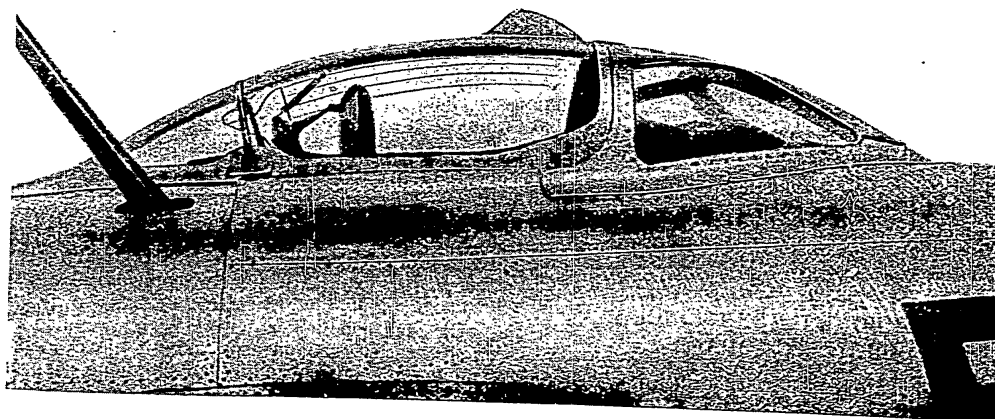
Броневой блок прижимается к обечайке винтами. Боковые стекла козырька закреплены болтами между обечайкой и прижимными внутренними планками. Между стеклами и обечайками и прижимными планками по площади соприкосновения проложены герметизирующие уплотняющие прокладки.

Задняя дуга козырька выполнена в виде С-образного профиля. В образованный желоб вклеивается резиновый шланг герметизации фонаря.

ПЕРЕДНЕЕ БРОНЕСТЕКЛО

Переднее бронестекло представляет собой блок из склеенных между собой стекол: силикатных и органического.

Блок заключен в металлическую стальную рамку. Под отбортовку рамки вклепана дюралюминовая фрезерованная рамка с гнездами под плавающие гайки, которыми блок крепится к обечайке козырька. Между поверхностью стекол и рамкой проложены прокладки, обеспечивающие герметизацию блока.



Фиг. 15. Фонарь кабины (вид сбоку).

СДВИЖНАЯ ЧАСТЬ ФОНАря

Сдвижная часть фонаря состоит из наружного и внутреннего каркасов с одинарным органическим стеклом толщиной 14 мм, зажатым между ними. Стекло выполнено неразрезным (цельным) от передней дуги до задней кромки хвостового обтекателя. На сдвижной части фонаря в органическом стекле имеется вырез под перископ.

Все соединения, как и вся поверхность прилегания стекла к каркасам, загерметизированы тиоколом и резиновыми прокладками.

Для соединения с рельсами на фюзеляже сдвижная часть фонаря имеет три узла с роликами. Узлы связаны с каркасом болтами.

Боковые профили наружного каркаса (в зоне шпангоута № 9) соединены между собой стальной сварной балкой, на которой укреплен регулируемая по длине и высоте задняя каретка с роликами. В хвостовой части фонаря балка и расположенная на ней часть каркаса соединены между собой штампованной дюралюминовой герметичной панелью.

Снаружи на стекле в плоскости расположения балки уложена стяжная лента, которая внизу крепится под болты, связывающие балку с каркасом. Между лентой и стеклом проложен резиновый профиль.

С внутренней стороны на передних узлах роликов расположены ручки для сдвига сдвижной части фонаря и крючки для стопорения ее в закрытом состоянии (аналогично узлам фонаря самолета МиГ-17). Снаружи на левой стороне фонаря установлена ручка наружного открывания, которая лежит в специальном гнезде и удерживается кнопкой.

Для предохранения от запотевания стекла фонаря обдуваются воздухом, подаваемым от двигателя по трубопроводу к коллектору, закрепленному на фонаре. Для предохранения стекла от перегрева при обдуве горячим воздухом между коллектором обдува фонаря и стеклами установлены теплоизолирующие прокладки. На стекле створки со стороны кабины наклеены лучи антенны АРК-5.

АВАРИЙНОЕ СБРАСЫВАНИЕ ФОНАря

Аварийное сбрасывание фонаря (фиг. 16) может быть осуществлено только из переднего положения, независимо от того, загерметизирована кабина или нет. Управление аварийным сбрасыванием фонаря — механическое.

Сбрасывание фонаря осуществляется движением от себя правой или левой ручек, расположенных на поручнях сиденья. Механизм сбрасывания фонаря состоит из жестких тяги и качалок, закрепленных на фюзеляже, и замков аварийного сбрасывания фонаря. Механизм сбрасывания фонаря не отличается от соответствующего механизма самолетов МиГ-15бис и МиГ-17.

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ФОНАря

На самолете установлен жидкостный противообледенитель (фиг. 17), предназначенный для предохранения поверхности стекол фонаря от внешнего обледенения.

В качестве противообледенительной жидкости применен этиловый спирт-ректификат. Попадая на ледяную пленку, спирт образует жидкий раствор: спирт плюс вода с достаточно низкой температурой замерзания. Этот раствор сдувается с поверхности стекол фонаря набегающим потоком воздуха. Спирт хранится в бачке емкостью 3 л.

Обрызгивание поверхности стекол происходит из коллектора, закрепленного на козырьке. В коллекторе параллельно поверхности стекол имеются отверстия диаметром 0,5 мм.

Из бачка к коллектору спирт подается путем выдвливания сжатым воздухом, для чего смонтирована специальная система. Подача воздуха производится через электропневмоклапан ЭК-48 и редуктор РВ-3 при нажатии на электрокнопку 5К, установленную на левом пульте. После выключения ЭК-48 воздух, оставшийся в бачке, проходит через шунтовой обратный клапан и стравливается через ЭК-48 в атмосферу.

На магистрали от бака к коллектору расположен обратный клапан, отсекающий бак от открытого коллектора.

Запаса спирта в бачке достаточно для 10—18-кратного применения продолжительностью по 2—3 сек. Эффект действия спирта на ледяную пленку наступает через 15—20 сек.

ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА ФОНАря ПРИ УЛУЧШЕННОМ РАЗМЕЩЕНИИ СТАНЦИИ РП-1

На самолетах с улучшенным размещением станции РП-1 произведены некоторые изменения в размещении противообледенительной системы фонаря (фиг. 18).

Спиртовой бачок емкостью 3 л, выполненный в виде двух сообщающихся баллонов, установлен на левом борту самолета в переднем обтекателе фюзеляжа. Подходы к нему обеспечиваются через лючки во внутренней и наружной обшивках переднего обтекателя. В связи с новым расположением бачка изменились воздушная и спиртовая проводки противообледенительной системы и их монтаж на самолете.

ПЕРИСКОП ТС-27АМ

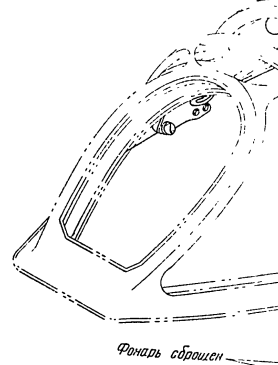
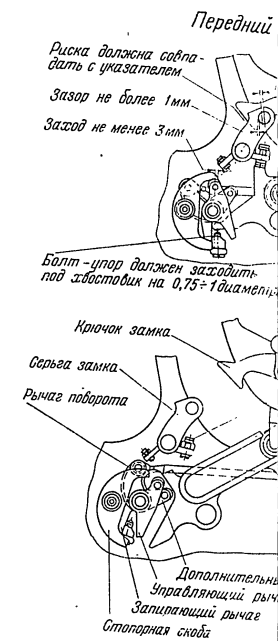
Перископическое устройство ТС-27АМ, установленное на фонаре самолета, служит для улучшения обзора в задней полусфере.

Перископическое устройство ТС-27АМ (фиг. 19) представляет собой оптическую отражательную призму с отражающей гранью, покрытой слоем алюминия; призма заключена в металлический корпус и установлена сверху впереди на сдвижной части фонаря кабины.

Размеры призмы обеспечивают поле зрения при среднем положении головы летчика по вертикали вверх — вниз 20° и по горизонту в стороны 20—25°.

За счет перемещения головы и туловища летчика, допускаемых габаритами кабины, поле обзора увеличивается по вертикали до 60° и по горизонту до 80°.

Перед входной и выходной оптическими гранями призмы в корпусе установлены кварцевые пласти-



Фиг. 16

педенительной жидкости. ректификат. Попадая на разует жидкий раствор. достаточно низкой темпе- раствор сдувается с по- абегающим потоком воз- чке емкостью 3 л. и стекл происходит из на козырьке. В коллекто- стекл имеются отвер-

пирт подается путем вы- м, для чего смонтирова- дача воздуха произво- клапан ЭК-48 и реду- электрокнопку 5К, уста- е. После выключения в бачке, проходит через и стравливается через

коллектору расположен ий бак от открытого

достаточно для 10—18- тжительно по 2— рта на ледяную плен- ек

ЛЬНАЯ СИСТЕМА НОМ РАЗМЕЩЕНИИ РП-1

ым размещением стан- торые изменения в раз- льной системы фонаря

о 3 л., выполненный в ллонов, установлен на днем обтекатель фюзе- печиваются через луч- ий обшивках переднего м расположением бач- сиртовая проводки емы и их монтаж на

С-27АМ

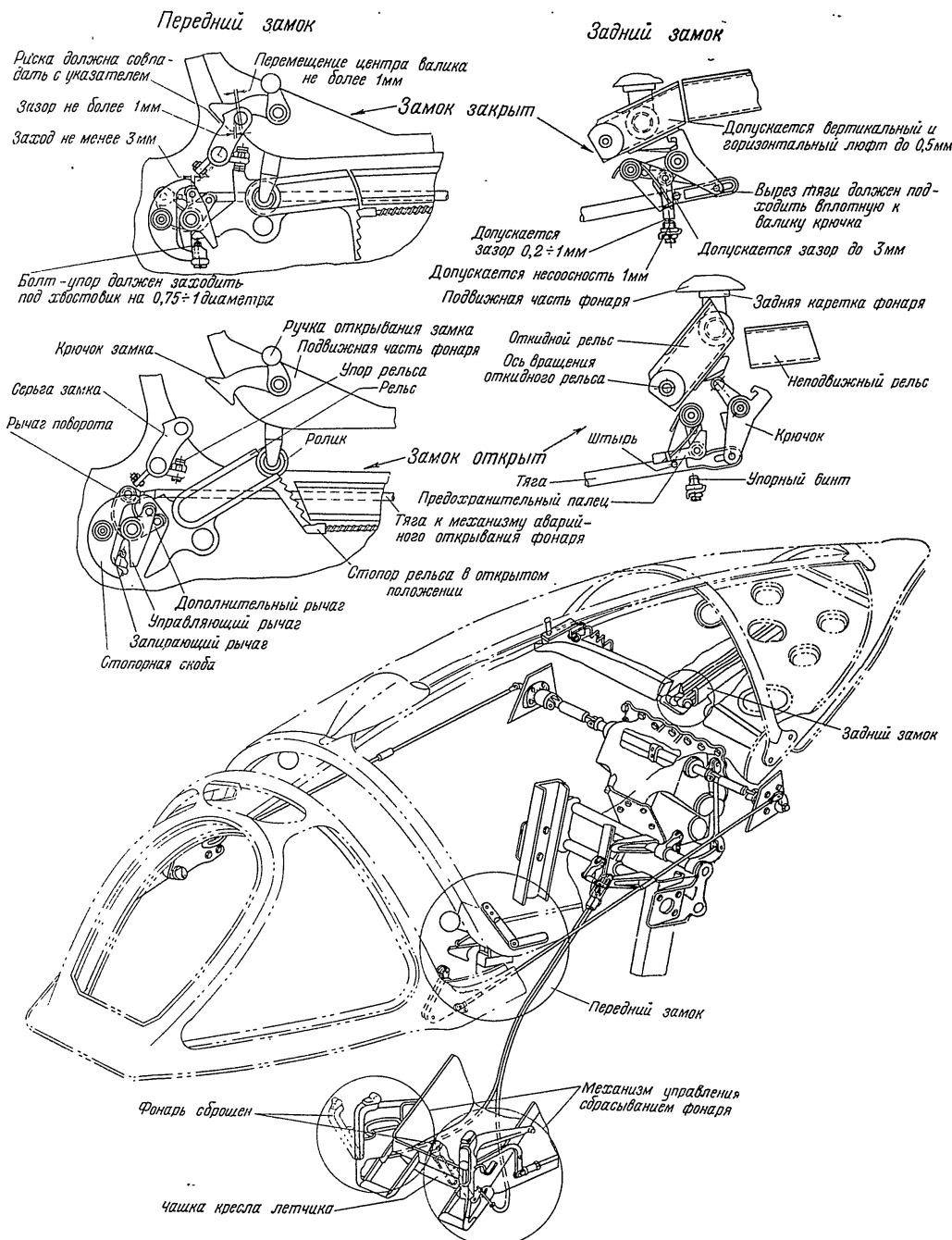
о ТС-27АМ, установ- лужит для улучшения

о ТС-27АМ (фиг. 19) ескую отражательную , покрытой слоем алю- металлический корпус и на сдвижной части

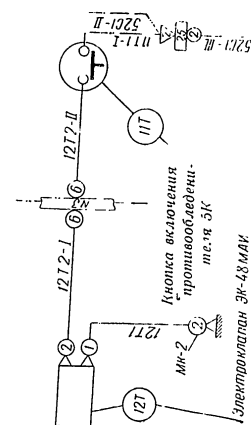
ают поле зрения при летчика по вертикали оризонту в стороны

ы и туловища летчика, ны, поле обзора уве- 60° и по горизонту до

оптическими гранями ы кварцевые пласти-



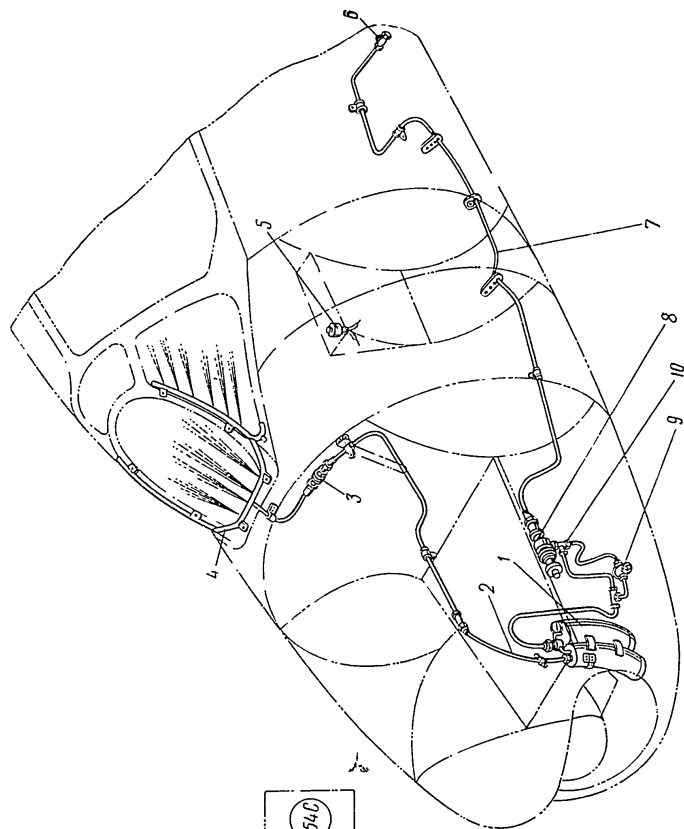
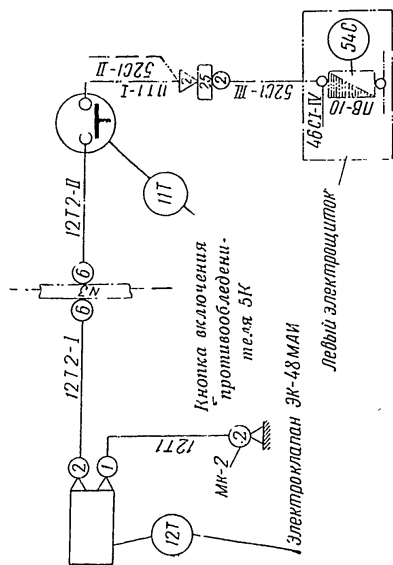
Фиг. 16. Система аварийного сбрасывания фонаря.



Фиг. 17. Система жидкостного противообледенителя.

1—бачок; 2—трубка 8×6; 3—обратный клапан; 4—колектор; 5—кнопка включения противообледенителя (мелкий пульт); 6—тройник; 7—трубка 6×4; 8—электроклапан ЭК-48 МАГ; 9—редуктор РВ-3; 10—тройник с обратным клапаном.

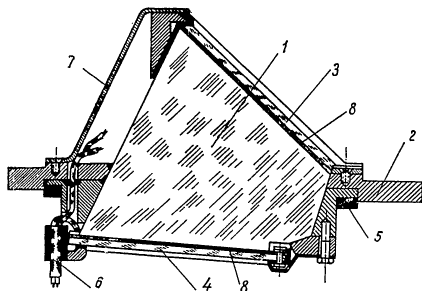
Фиг. 17. Система жидкостного противообледенителя (левый пульт):
1—бачок; 2—трубка 8×6; 3—обратный клапан; 4—коллектор; 5—кнопка включения противообледенителя (левый пульт); 6—тройник; 7—трубка 6×4; 8—электроклапан ЭК-48 МАИ; 9—редуктор РВ-3; 10—тройник с обратным клапаном



Фиг. 18. Система противообледенителя фонаря при улучшенном размещении станции РП-1.
1—бачок; 2—трубка 8×6; 3—обратный клапан; 4—коллектор; 5—кнопка включения противообледенителя (левый пульт); 6—тройник; 7—трубка 6×4; 8—электроклапан ЭК-48 МАИ; 9—редуктор РВ-3; 10—тройник с обратным клапаном

ны, служащие защитными стеклами. Перископ снабжен электрообогревом как входной, так и выходной оптических поверхностей.

Электрообогревательный элемент выполнен в виде тонкого электропроводящего прозрачного слоя, нанесенного по всей плоскости защитных стекол.



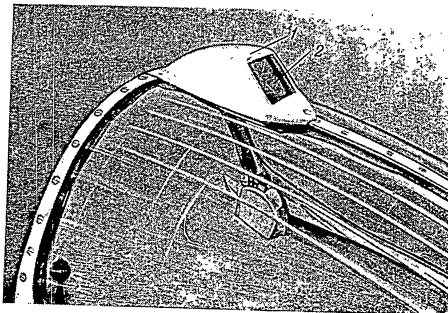
Фиг. 19. Перископ ТС-27АМ.

1—призма; 2—корпус перископа; 3—кварцевое стекло со стороны входной оптической поверхности; 4—кварцевое стекло со стороны выходной оптической поверхности; 5—герметизирующая резиновая прокладка; 6—электропровод; 7—крышка корпуса перископа; 8—электрообогревательный слой.

Электропроводящий слой обладает электронной проводимостью и имеет постоянное по времени значение сопротивления. Электропроводящий слой практически постоянна при температурах от -50 до $+100^{\circ}\text{C}$. Оба электропроводящих слоя включены

параллельно в электросеть самолета. Потребляемая мощность обогревательного устройства 24—27 в.

Перископ на самолете сверху закрыт обтекателем (фиг. 20). Установка перископа не нарушает герметичности фонаря.

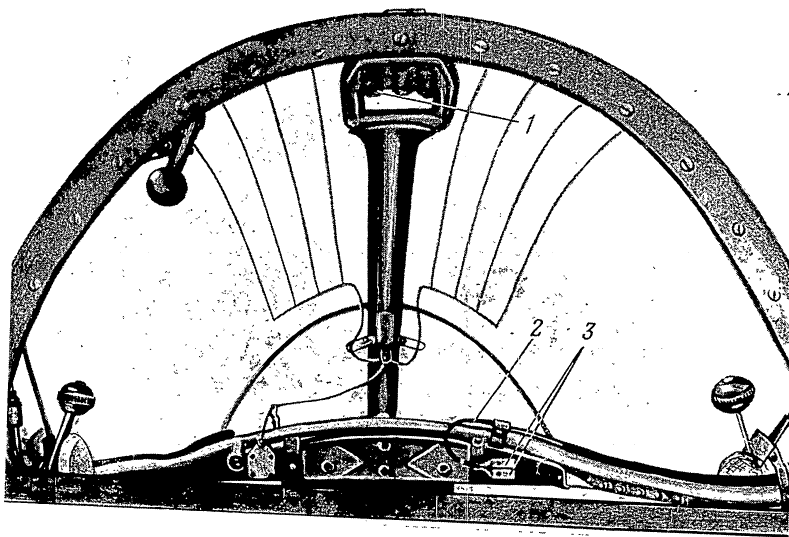


Фиг. 20. Вид на перископ снаружи.

1—обтекатель перископа; 2—входная поверхность призмы

УСТАНОВКА ПЕРИСКОПА ТС-27АМ

Перископическое устройство ТС-27АМ установлено на сдвижной части фонаря (см. фиг. 20). Сдвижная часть имеет вырез в органическом стекле под перископ. С внутренней стороны вырез окантован накладкой из органического стекла, прикрепленной к стеклу сдвижной части фонаря клеем ВИАМ Ф9.



Фиг. 21. Вид на перископ изнутри кабины.

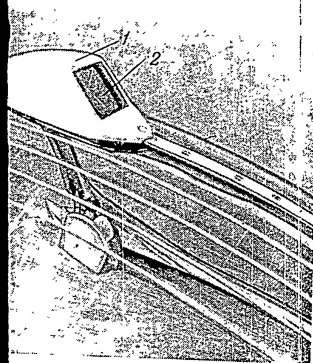
1—выходная поверхность; 2—проводка; 3—контактные колодки

С наружной стороны установлен вырез в стальной фланец, приваренный к вершине фланца через герметизирующую резиновую прокладку укреплен перископ.

Перископ укреплен четырьмя равными болтами диаметром 6 мм, которые вкручиваются через отверстие диаметром 10 мм в стальной фланец. Зазоры между болтами и стеклом заполнены уплотнительным герметиком. Снаружи спереди перископ закрыт обтекателем, который крепится к корпусу перископа двумя болтами к каркасу фонаря. Проводка электрообогрева перископа заключена в

эктросеть самолета. Потребля-
гревательного устройства 24—

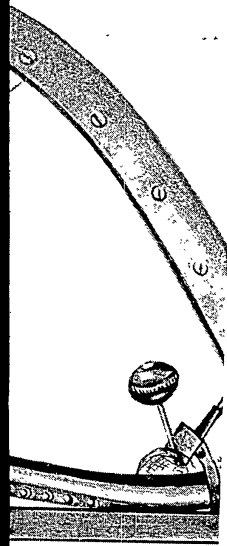
лете сверху закрыт обтекателем
ка перископа не нарушает гер-



на перископ снаружи.
2—входная поверхность призмы.

ПЕРИСКОПА ТС-27АМ

стройство ТС-27АМ установле-
фонаря (см. фиг. 20). Сдвиг-
ез в органическом стекле под
ней стороны вырез окантован
еского стекла, прикрепленной
сти фонаря клеем ВИАМ Ф9.



С наружной стороны установлен выравнивающий стальной фланец, приваренный к верхней ленте; на фланце через герметизирующую резиновую прокладку укреплен перископ.

Перископ укреплен четырьмя равномерно затянутыми болтами диаметром 6 мм, которые проходят через отверстие диаметром 10 мм в органическом стекле. Зазоры между болтами и стенками отверстий в стекле заполнены уплотнительной замазкой. Снаружи спереди перископ закрыт обтекателем, прикрепленным двумя винтами к корпусу перископа и двумя болтами к каркасу фонаря. Проводка электрообогрева перископа заключена в резиновый

шланг, который крепится к левому внутреннему борту подвижной створки на скобках и заканчивается на контактных колодках (фиг. 21). Включение проводки обогрева в сеть возможно только при закрытом фонаре.

Система электрообогрева питается от плюсовой клеммы автомата защиты сети «ПВД-часы». Система электрообогрева имеет собственный АЗС-5, установленный на подфонарной панели справа перед шпангоутом № 5. АЗС-5 служит для включения и выключения системы обогрева и для предохранения ее от недопустимо большого тока.

ГЛАВА II

КРЫЛО

Крыло самолета — свободное несущее, стреловидной формы в плане, состоит из двух консолей с разъемом у бортов фюзеляжа.

Установочный угол крыла на фюзеляже $+1^\circ$. Поперечное V отрицательное, равно -3° . Угол стреловидности крыла по линии фокусов 45° .

Крыло — цельнометаллической конструкции с работающей обшивкой. На каждой консоли установ-

лен щиток-закрылок, сдвигающийся назад при открытии, и элерон с внутренней аэродинамической компенсацией.

На верхней обшивке крыла имеется три гребня, параллельных оси самолета. Между нервюрами № 22 и 23 установлены противофлаттерные грузы. Крыло самолета МиГ-17ПФ полностью аналогично крылу самолета МиГ-17.

1. КОНСТРУКЦИЯ КРЫЛА

Крыло состоит из каркаса, обшивки и узлов. Каркас крыла (фиг. 22) состоит из продольного и поперечного наборов.

Продольный набор составляют: передний лонжерон, главная балка, задний стрингер и стрингеры уголкового сечения.

Передний лонжерон представляет собой дуралюминовую клепаную балку переменного двутаврового сечения в средней части и переменного швеллерного сечения в корневой и концевой частях. До сопряжения с главной балкой лонжерон является элементом, воспринимающим основную нагрузку от вертикальных сил.

Главная балка, воспринимающая нагрузку от вертикальных сил, представляет собой цельноштампованную балку из стали С30ХГСНА переменного двутаврового сечения. Задний стрингер представляет собой стенку из материала В-95 с двумя уголками, прикрепленными к ней.

Поперечный набор составляют 25 нервюр и две вспомогательные балки: продольная и поперечная. Нервюры № 9, 11, 16, 20 и 24 усиленные. Боль-

шинство нервюр разрезные дуралюминовые, каждая нервюра состоит из носка, средней части и хвостовой части.

Продольная балка от переднего лонжерона до главной балки — цельноштампованная из материала В-95, от главной балки до заднего стрингера — клепаной конструкции и состоит из стенки из материала В-95, профилей и верхней и нижней лент из стали С30ХГСА.

Поперечная балка — дуралюминовая клепаной конструкции. Стенки продольной, главной и поперечной балок и вырез в обшивке между ними образуют нишу шасси, открытую с нижней поверхности.

Обшивка крыла изготовлена из листового дуралюмина Д16АТВ толщиной от 3,5 мм внизу у разбега крыла до 1,5 мм на конце крыла. Для увеличения жесткости крыла под верхнюю обшивку в зоне нервюр № 9 и 19 прикреплены фестоны из дуралюмина Д16 толщиной 2—2,5 мм. На верхней и нижней обшивках имеются эксплуатационные лючки для подхода к соединениям управления элеронами, щитками-закрылками, к узлам топливопровода, электропроводки и узлу шасси.

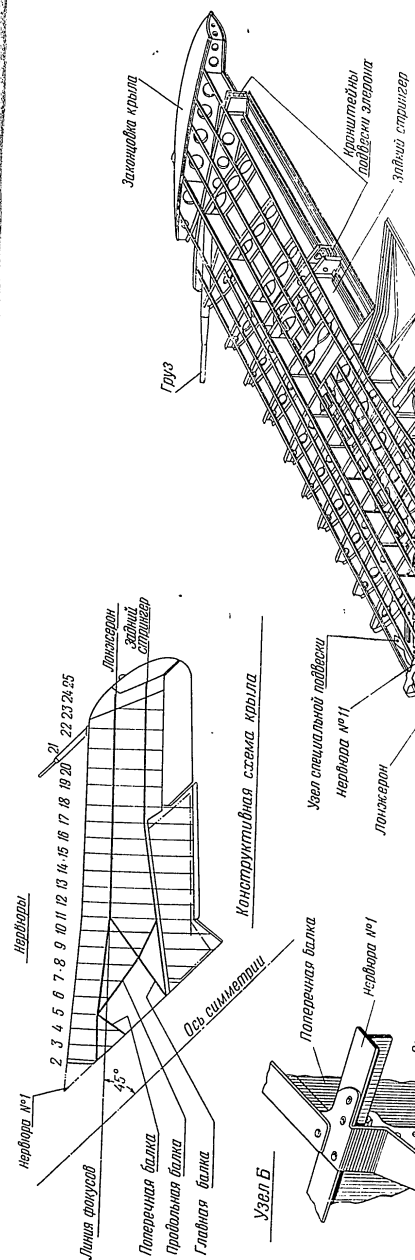
2. ЩИТОК-ЗАКРЫЛОК

Щиток-закрылок — дуралюминовый клепаной конструкции, расположен между нервюрами № 1 и 17 крыла.

Щиток-закрылок состоит из двух лонжеронов швеллерного сечения, нервюр Z-образного сечения, внешней и внутренней обшивки. На переднем лонжероне имеются два кронштейна крепления щитка-закрылка к кареткам механизма выпуска и два узла соединения с тягами управления. На заднем лонжероне установлено два узла соединения с замками

подвески щитка-закрылка в закрытом положении.

Механизм выпуска щитков-закрылков установлен на хвостиках нервюр № 9 и 16 крыла и узлах заднего стрингера и представляет собой два С-образных хромансильевых рельса, согнутых по радиусу. В рельс введена подвижная каретка. В заднем конце рельса установлен замок подвески щитка-закрылка. Выпуск закрылков осуществляется силовым гидравлическим цилиндром. Закрылки связаны тросовой системой синхронизации отклонения.



ающийся назад при от-
енней аэродинамической

ла имеется три гребня,
та Между нервюрами
отивофлаттерные грузы.
Р полностью аналогично

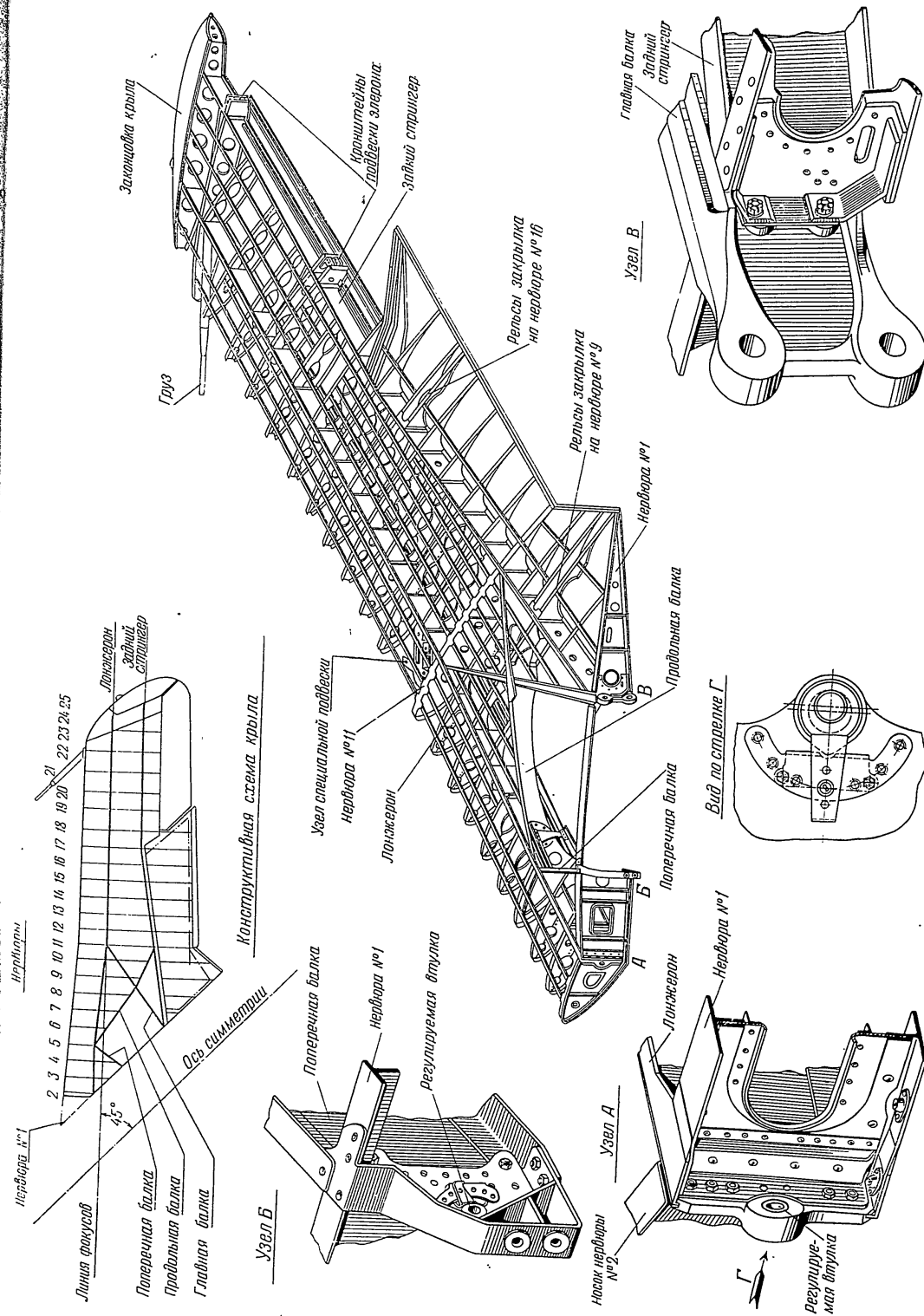
дуралюминовые, каждая
средней части и хвосто-

реднего лонжерона до
ампованная из материа-
до заднего стрингера —
стоит из стенки из ма-
верхней и нижней лент

люминиевая клепаной кон-
рой, главной и попереч-
ке между ними образуют
нижней поверхности.

лена из листового дур-
ой от 3,5 мм внизу у
а конце крыла. Для уве-
под верхнюю обшивку
приклепаны фестоны из
2-2,5 мм. На верхней
ся эксплуатационные лю-
ниям управления элоро-
к узлам топливопро-
ду шасси.

в закрытом положении.
ов-закрывков установлен
и 16 крыла и узлах зад-
ляет собой два С-образ-
а, согнутых по радиусу.
и каретка. В заднем кон-
лок подвески щитка-за-
осуществляется сило-
ром. Закрывки связаны
зацин отклонения.



Фиг. 22. Каркас крыла.

3. ЭЛЕРОН

Элерон с внутренней аэродинамической компенсацией расположен между щитком-закрылком и концевым обтекателем крыла. Элерон — клепаной конструкции, состоит из лонжерона, нервюр, концевой профили и дюралюминовой обшивки. Элерон подвешен к крылу на двух штампованных сергах в сварных стальных узлах, вклепанных внутрь лонжерона элерона.

Передняя кромка элерона в средней части имеет выступ, представляющий собой лист обшивки, укрепленный диафрагмами. Этот выступ служит для соз-

дания внутренней аэродинамической компенсации. По кромке выступа размещен балансирующий груз элерона, который крепит капроновую ткань для герметизации. Другая кромка ткани закреплена на диафрагмах и заднем стрингере крыла.

На левом элероне установлен триммер, управляемый электромеханизмом УТ-6Д. В систему управления элероном введен гидросилитель БУ-IV, установленный на переднем лонжероне между нервюрами № 1 и поперечной балкой на правом крыле.

4. УЗЛЫ КРЫЛА

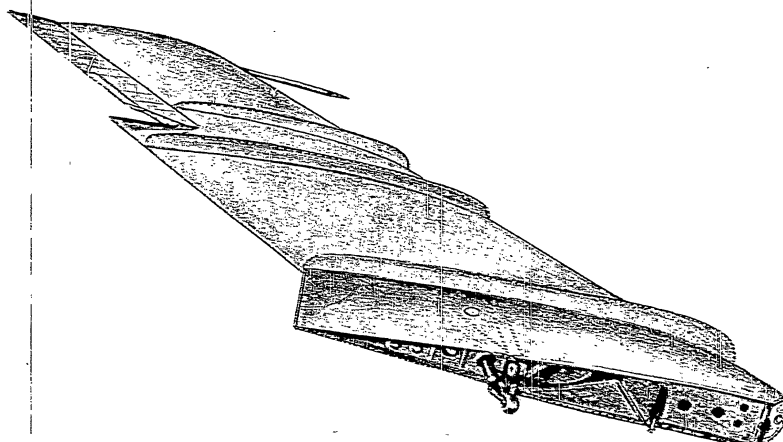
Каждая консоль крыла имеет три узла крепления к фюзеляжу: на лонжероне штампованный узел из материала В-95, на поперечной балке сварной узел из стали С30ХГСА и на главной балке ушки крепления к фюзеляжу, составляющие одно целое с балкой (фиг. 23).

Для доводки поперечной балансировки самолета в процессе летно-сдаточных испытаний и эксплуатации в конструкцию стыковых узлов переднего лонжерона и поперечной балки введены регулировочные эксцентриковые втулки.

На главной балке и на переднем лонжероне крыла установлены узлы крепления оси основной стойки шасси. На продольной балке установлен стальной узел крепления подъемника шасси.

Между носками нервюр № 11 и 13 установлена подвеска бомб или баков, который состоит из магниевого литого узла, дюралюминовых диафрагм и фестонов толщиной 2—2,5 мм.

Рельсы механизмов щитков-закрылков крепят хвостикам нервюр № 9 и 16 и к заднему стрингеру крыла. Узлы крепления элерона установлены на хвостиках нервюр № 20 и 24 крыла.



Фиг. 23. Вид на крыло со стороны стыковых узлов.

5. ОБОРУДОВАНИЕ КРЫЛА

На переднем лонжероне правого крыла между нервюрами № 2 и 5 установлен гидросилитель БУ-IV управления элеронами. На левом крыле между передним лонжероном и поперечной балкой установлена выдвижная посадочная фара. На заднем стрингере между нервюрами № 13 и 14 установлен концевой выключатель выпущенного положения щитков-закрылков (только на правом крыле). На правом противофлаттерном грузе (между нер-

вюрами № 22 и 23) установлен приемник ПВД, а на левом — макет приемника (веса приемника и макета учтены как противофлаттерные грузы).

На концевых обтекателях крыльев установлены бортовые аэронавигационные огни. В крыле проложена электропроводка, тяги управления элеронами и щитками-закрылками и установлена механическая сигнализация выпущенного и убранного положения шасси и щитков-закрылков.

ХВОСТОВ

Хвостовое оперение самолета — свободнонесущее стреловидной формы. Угол стреловидности горизонтального оперения 45°, вертикального 55° 41'. Лист вертикального и горизонтального оперения симметричный. Горизонтальное оперение размещено на вертикальном. Угол установки стабилизатора регулируется на земле от +2° до —3°.

Хвостовое оперение самолета аналогично оперению самолета МиГ-17, за исключением нижнего

1. ВЕРТИКА

Вертикальное оперение состоит из килей и руля поворота. Вертикальное оперение разделено горизонтальным оперением на нижнюю и верхнюю части. Верхний киль — съемный, отстыковка производится всякий раз, когда требуется снять горизонтальное оперение.

Нижний киль жестко соединен с хвостовой частью фюзеляжа тремя болтовыми соединениями по шпангоутам № 25—27 и наклонному шпангоуту. Нижний профиль килей соединен с подкилевой жесткостью фюзеляжа заклепками. Переход с фюзеляжа на киль выполнен несъемным заливом.

НИЖНИЙ КИЛЬ

Конструкция нижнего килей однолонжеронного типа. Каркас килей состоит из переднего стрингера лонжерона, набора стрингеров и нервюр и задней стенки с желобом.

Нервюры нижнего килей перпендикулярны оси лонжерона. Лонжерон килей является основным силовым элементом и представляет собой балку с постоянным сечением по длине. Нижняя часть лонжерона крепится болтами диаметром 10 и 12 мм к наклонной раме фюзеляжа. К верхнему концу лонжерона прикреплены хромансильные узлы (левый и правый) для крепления задних узлов верхнего килей и стабилизатора и кронштейна руля поворота.

Киль имеет 12 нервюр из Д16 толщиной 1—1,5 мм. Стрингерный набор выполнен из пресованных профилей ПР-102-7, часть профилей двояная. Обшивка килей состоит из носка и двух боковых об-

мической компенсации. Шен балансировочный т капроновую ткань для а ткани закреплена на гере крыла.

лен триммер, управля- 6Д. В систему управ- усилитель БУ-1У, уста- жероне между нервюра- й на правом крыле.

дном лонжероне крыла осн основной стойки е установлен стальной шасси.

е 11 и 13 установлен ов, который состоит из а.поминных диафрагм мм ов-закрылков крепят к и к заднему стринге- рона установлены на 4 крыла.

ГЛАВА III

ХВОСТОВОЕ ОПЕРЕНИЕ

Хвостовое оперение самолета — свободонесущее, стреловидной формы. Угол стреловидности горизонтального оперения 45° , вертикального $55^\circ 41'$. Профиль вертикального и горизонтального оперений — симметричный. Горизонтальное оперение размещено на вертикальном. Угол установки стабилизатора регулируется на земле от $+2^\circ$ до -3° .

Хвостовое оперение самолета аналогично оперению самолета МиГ-17, за исключением нижнего ки-

ля. Нижний киль отличается от нижнего киля самолета МиГ-17 контуром нижней части и положением (поднят на 60 мм) нижнего кронштейна навески руля поворота. В связи с изменением габаритов хвостовой части фюзеляжа приподнялась вверх линия среза киля под фюзеляж. В киле расположены: аккумулятор 12СAМ-28, ракетница, агрегаты ДГМК-3, преобразователь ПАГ-1ФП.

1. ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Вертикальное оперение состоит из киля и руля поворота. Вертикальное оперение разделено горизонтальным оперением на нижнюю и верхнюю части.

Верхний киль — съемный, отстыковка производится всякий раз, когда требуется снять горизонтальное оперение.

Нижний киль жестко соединен с хвостовой частью фюзеляжа тремя болтовыми соединениями по шпангоутам № 25—27 и наклонному шпангоуту. Нижний профиль киля соединен с подкилевой жесткостью фюзеляжа заклепками. Переход с фюзеляжа на киль выполнен несъемным зализом.

НИЖНИЙ КИЛЬ

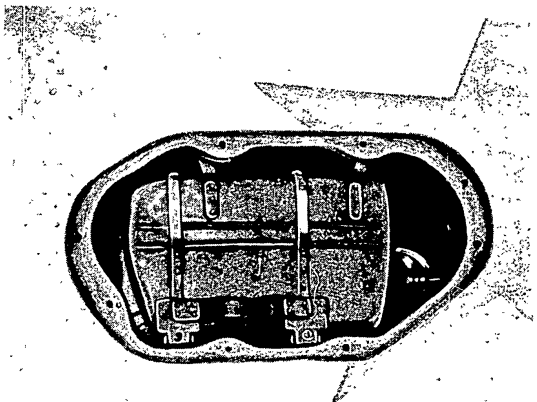
Конструкция нижнего киля однолонжеронного типа. Каркас киля состоит из переднего стрингера, лонжерона, набора стрингеров и нервюр и задней стенки с желобом.

Первюры нижнего киля перпендикулярны оси лонжерона. Лонжерон киля является основным силовым элементом и представляет собой балку с полками постоянного сечения по длине. Нижняя часть лонжерона крепится болтами диаметром 10 и 12 мм к наклонной раме фюзеляжа. К верхнему концу лонжерона прикреплены хромансильевые узлы (левый и правый) для крепления задних узлов верхнего киля и стабилизатора и кронштейна руля поворота.

Киль имеет 12 нервюр из Д16 толщиной 1—1,5 мм. Стрингерный набор выполнен из прессованных профилей ПР-102-7, часть профилей сдвоена. Обшивка киля состоит из носка и двух боковых об-

шивок толщиной 1,2 мм с вырезами под люки доступа к оборудованию и тягам управления, проходящим в нижнем киле.

Люк под оборудование установлен на левой стороне киля. Место у выреза под люк (установки 12СAМ-28) усилено на правой стороне гофрированной жесткостью, а на левой — окантовкой из Д16-Л2, которые проклепаны с обшивкой, полкой лонжерона и со стрингерами (фиг. 24). Кроме того, установлена продольная стенка (между нервюрами № 5 и 8), прикрепленная к стрингерам.



Фиг. 24. Установка аккумулятора 12СAМ-28 в киле

Верхняя кромка обшивок заканчивается на верхней панели киль, которая представляет собой диафрагму из Д16-Л1.5. На верхней панели в передней части закреплены узлы для переднего крепления верхнего киль и стабилизатора.

ВЕРХНИЙ КИЛЬ

Каркас верхнего киль состоит из лонжерона, переднего стрингера и четырех нервюр. Нервюры расположены горизонтально по полету. На нижнем конце стрингера крепится хромоцилевый узел переднего крепления киль. Лонжерон состоит из дюралюминовой стенки, профилей и стальной накладки в зоне стыкового узла. Нервюра № 1—усиленная, остальные — легкие, штампованные из листового дюралюмина.

Обшивка состоит из четырех частей: носка, законцовки и двух боковин.

РУЛЬ ПОВОРОТА

Руль поворота состоит из двух частей, связанных между собой соединительной тягой с карданом. Каждая половина руля состоит из лонжерона, набора нервюр, концевой стрингера и дюралюминовой обшивки. Нижняя половина подвешена к килью на двух кронштейнах, а верхняя на одном.

Руль поворота имеет аэродинамическую осевую компенсацию и весовую балансировку за счет двух сосредоточенных грузов. Верхний груз (обтекаемой формы в виде рога) заходит в вырез на законцовке киль. Нижний груз (плоской формы) прикреплен к узлу нижнего руля поворота и помещен внутри хвостового обтекателя фюзеляжа.

Концевой стрингер руля имеет нож, который используется для балансировки путевой устойчивости самолета при летных испытаниях.

2. ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Горизонтальное оперение состоит из стабилизатора и руля высоты.

СТАБИЛИЗАТОР

Стабилизатор конструктивно выполнен из двух симметричных частей, жестко связанных по оси самолета. Конструкция стабилизатора однолонжеронного типа. Каркас включает лонжерон, набор стрингеров и нервюр, силовую осевую нервюру и задний стрингер. Обшивка состоит из двух листов: верхнего и нижнего.

Лонжерон стальной из С30ХГСА, состыкован из двух частей при помощи стальных заклепок. Лонжероны правой и левой половины стабилизатора связаны стальным фрезерованным узлом (термически обработанным до $\sigma_{\text{ср}} = 120 \text{ кг/мм}^2$) с помощью вильчатых болтов. Вильчатые болты являются, кроме того, элементом узла навески стабилизатора на нижний киль.

Бортовые нервюры разделены лонжероном на переднюю и хвостовую части. Носки бортовых нервюр связаны стальным узлом, служащим передним узлом

крепления стабилизатора к килью. Обе части бортовой нервюры присоединены к лонжерону с помощью стальных накладок и сварных обоем.

Задний стрингер выполнен из дюралюминовой профиля С-образного сечения. К нему прикреплены узлы навески руля высоты, по три на каждую сторону стабилизатора.

РУЛЬ ВЫСОТЫ

Руль высоты состоит из двух несвязанных между собой частей (правой и левой), управляемых двумя тягами. Каркас руля состоит из швеллерного лонжерона из Д16-Л1.5, обшивки, концевой стрингера и набора нервюр. Каждая половина руля подвешена в трех точках на разъемных узлах с шарикоподшипниками.

Руль имеет осевую аэродинамическую компенсацию благодаря удлиненному носку и весовой балансировке. Весовая балансировка выполнена с помощью стальных сосредоточенных грузов, установленных на обеих ползунках руля. Левая половина руля высоты снабжена управляемым триммером.

ШАССИ И О

Шасси самолета МиГ-17ПФ имеет переднюю стойку.

Основные стойки имеют рычажные вносные амортизаторы. Переднее колесо имеет рычажную амортизатор, размещенный в стойке механизма разворота в нейтральном положении. Лесо не тормозное.

Шасси снабжено тремя видами амортизации:

1) механической наружной, пружинной; 2) световой сигнализацией на приборной доске; 3) внешней световой — для наведения на пуском шасси с земли.

Шасси самолета МиГ-17ПФ отличается от ранее выпущенных самолетов МиГ-17 наличием основных стоек, конструкцией передней стойки.

ПЕРЕДНЯЯ СТОЙКА Ш

Передняя стойка шасси (фиг. 25) установлена в левом переднем отсеке фюзеляжа. Узлы крепления на шпангоутах № 1 и № 2.

Установка передней стойки шасси включает амортизационной стойки с поворотным внутренним ориентиром, гасителя, упора с колесом, цилиндра уборки (подъем) и механизма уборки (подъем) в убранный положение стойки шасси.

В выпущенном положении стойка шасси упирается в перемычку на цевье, расположенную выше оси вращения. Цевье удерживает стойку от поворота под действием сил, возникающих на шасси.

От поворота вперед и самопроизвольного подъема передняя стойка удерживается под действием только на сжатие, как пружина. Это обеспечивается шариковым подшипником в цилиндре уборки и гидравлическим гидросмесью в цилиндре уборки. Имеется механическая и электросов

ПОВОРОТА

из двух частей, связанных гонимой тягой с карданом. состоит из лонжерона, на стрингера и дуралюминовой вина подвешена к киллю на верхняя на одном.

аэродинамическую осевую балансировку за счет двух. Верхний груз (обтекаемой ходит в вырез на законцов плоской формы) прикреплен поворота и помещен внутри фюзеляжа.

уля имеет нож, который испровокн: путевой устойчивости испытаниях.

изатора к киллю. Обе части оединены к лонжерону с подок и сварных обойм. выполнен из дуралюминового сечения. К нему прикреплены высоты, по три на каждую

ВЫСОТЫ

из двух несвязанных между (левой), управляемых двумя остоит из швеллерного лонжеронки, концевой стрингера, ая половина руля подвешены в узлах с шарикопод-

аэродинамическую компенсацию носка руля и весовую балансировку выполнена с средоточенных грузов, установлен в руля. Левая половина управляемым тримме-

ГЛАВА IV

ШАССИ И ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ

1. ШАССИ

Шасси самолета МиГ-17ПФ — трехколесное с передней стойкой.

Основные стойки имеют рычажную подвеску колес с выносными амортизаторами. Колеса КТ-28 имеют двусторонние камерные тормоза. Стойка среднего колеса имеет рычажную подвеску колеса, амортизатор, размещенный в стойке, и внутренний механизм разворота в нейтральное положение. Колесо не тормозное.

Шасси снабжено тремя видами сигнализации: 1) механической наружной, предназначенной для

2) световой сигнализацией внутри кабины на приборной доске; 3) внешней световой — для наблюдения за вы-

Шасси самолета МиГ-17ПФ отличается от шасси более выпущенных самолетов МиГ-17 установкой колес на основных стойках, конструкцией и размерами передней стойки.

ПЕРЕДНЯЯ СТОЙКА ШАССИ

Передняя стойка шасси (фиг. 25, 26 и 27) установлена в нише переднего отсека фюзеляжа и имеет узлы крепления на шпангоутах № 4 и 5А.

Установка передней стойки шасси состоит из амортизационной стойки с поворотной муфтой и внутренним ориентиром, гасителя колебаний, вилки с колесом, цилиндра уборки (подъемника), замка убранного положения стойки шасси и щитков, закрывающих нишу колеса в убранном положении.

В выпущенном положении стойка своей верхней частью упирается в перемычку на шпангоуте № 4, расположенную выше оси вращения стойки. Перемычка удерживает стойку от поворота назад при воздействии сил, возникающих на колесе стойки, воспринимаемая вместе с осью стойки эти силы.

От поворота вперед и самопроизвольной уборки передняя стойка удерживается подъемником, который работает только на сжатие, как жесткий стержень. Это обеспечивается шариковым замком, находящимся в цилиндре уборки, и гидрозамком, запирающим гидросмесь в цилиндре уборки.

Имеется механическая и электросветовая сигна-

лизация положения передней стойки шасси, как и на серийном самолете МиГ-17.

Имеется аварийная система выпуска передней стойки сжатым воздухом. Эта система имеет автономное управление, независимое от системы выпуска основных стоек шасси (в отличие от аварийного управления на самолете МиГ-17).

Основной материал передней стойки — сталь С30ХГСА, термообработанная до $\sigma_s = 130 \pm 10 \text{ кг/мм}^2$ и сталь С30ХГСНА с $\sigma_s = 140 \pm 160 \text{ кг/мм}^2$.

Амортизатор стойки — масляно-воздушного типа с начальным давлением $25 \pm 1 \text{ кг/см}^2$, торможение перетекания смеси осуществляется частично при прямом и главным образом при обратном ходе штока, что обеспечивает плавную работу амортизации при посадке самолета.

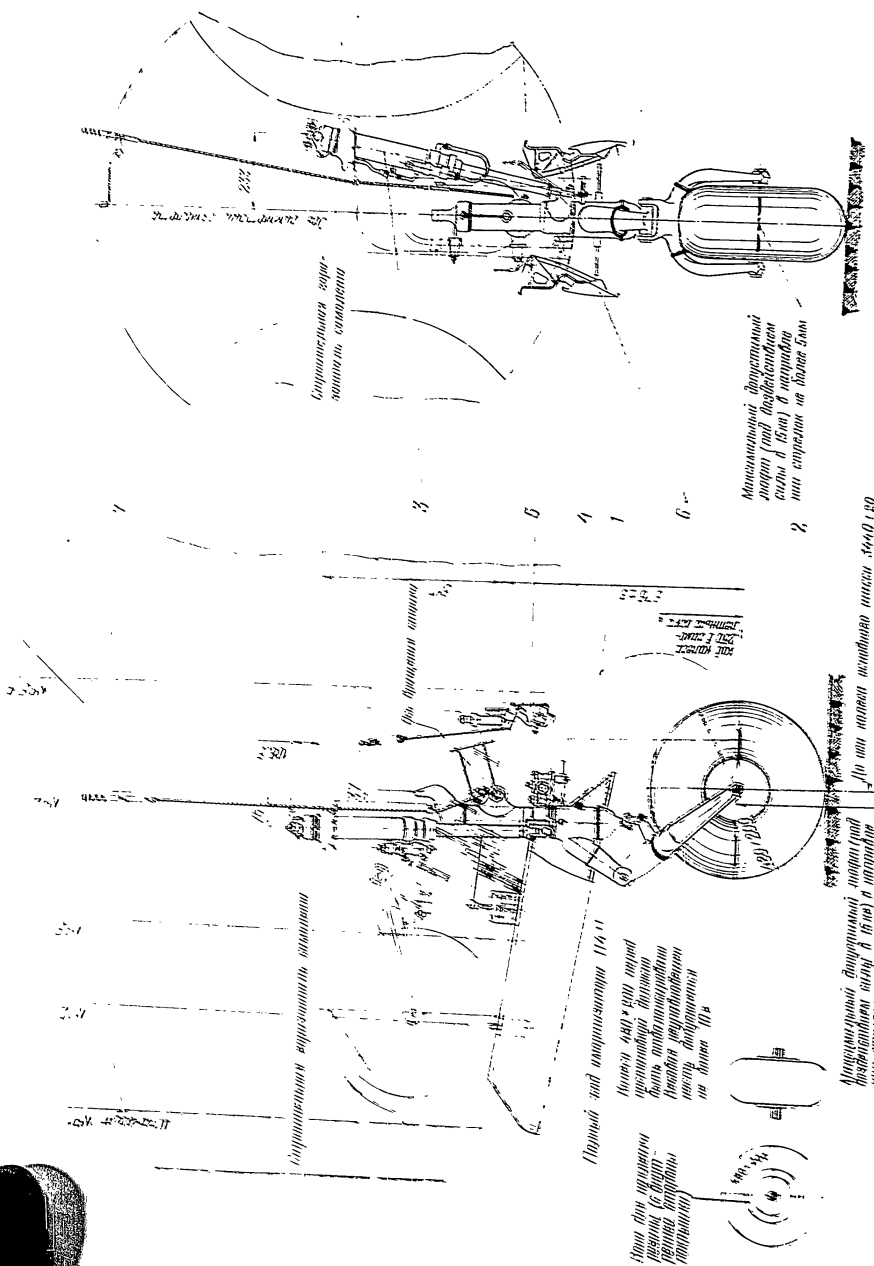
Особенностью в установке передней стойки по сравнению с установкой на серийном самолете МиГ-17 является смещение оси навески стойки шасси и перемычки вниз на 30 мм и несколько измененная конструкция узлов крепления и навески передней стойки и подъемника.

ОСНОВНЫЕ СТОЙКИ ШАССИ

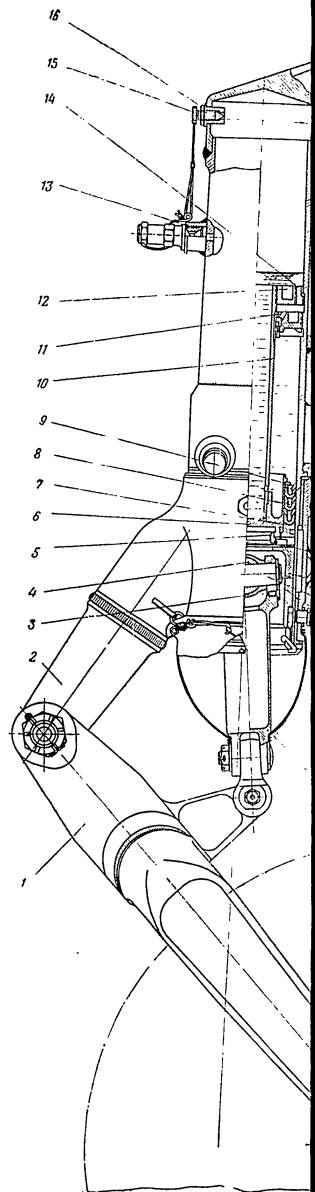
Основные стойки шасси (фиг. 28, 29 и 30) установлены на крыльях на специальных узлах, закрепленных между лонжеронами и главной балкой (у нервюры № 10).

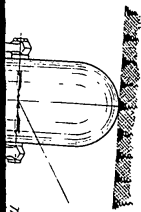
Стойки убираются подъемником в крыло по направлению к фюзеляжу. В убранном положении стойки удерживаются замками подвески, установленными в крыле. Вырезы в крыле под основные стойки закрываются щитками. Каждый щиток основного шасси состоит из трех частей. Крылевой щиток колеса закреплен на крыле и управляется гидроцилиндром. Средний щиток стойки закреплен неподвижно на стойке. Малый крылевой щиток закреплен шарнирно на крыле и связан тягой со стойкой шасси.

В выпущенном положении основные стойки удерживаются цилиндрами уборки, выполняющими роль силовых подкосов. Подвеска колеса к стойке — рычажная с выносным амортизатором, работающим на сжатие.



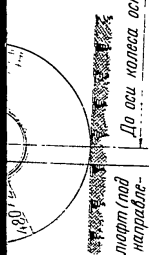
Фиг. 25 Схема устройства передней ствольной части. 1 - поршень, 2 - болт, 3 - шток, 4 - шток, 5 - шток, 6 - шток, 7 - шток, 8 - шток, 9 - шток, 10 - шток, 11 - шток, 12 - шток, 13 - шток, 14 - шток, 15 - шток, 16 - шток.



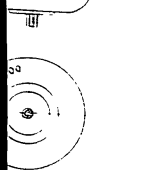


Максимальный допустимый люфт (под воздействием силы в 15 кг) в направлении стрелок не более 5 мм

2

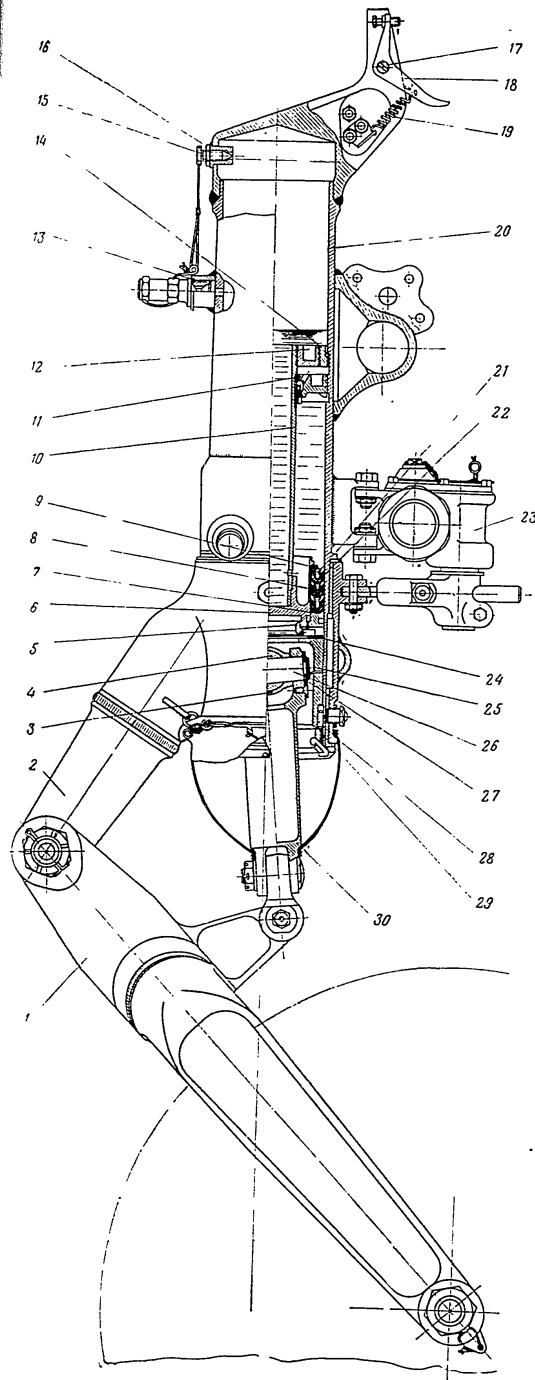


Максимальный допустимый люфт (под воздействием силы в 15 кг) в направлении стрелок не более 5 мм

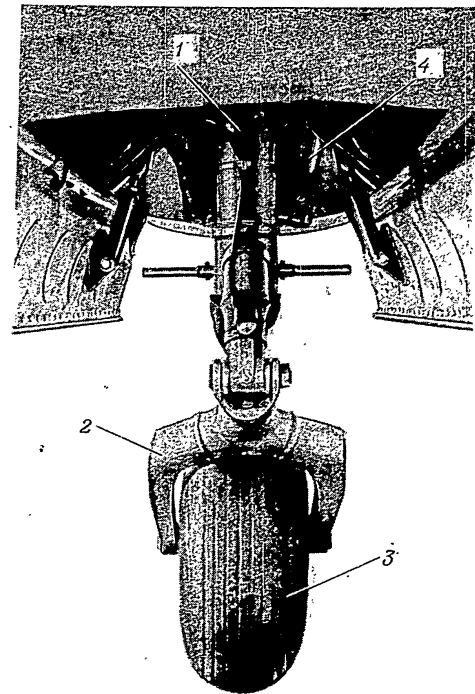


Фиг. 25. Схема установки передней стойки шасси.

1—передняя стойка; 2—колесо; 3—цилиндр уборки; 4—гаситель колебаний; 5—замок «бранной» положения; 6—шпик; 7—механический указатель.



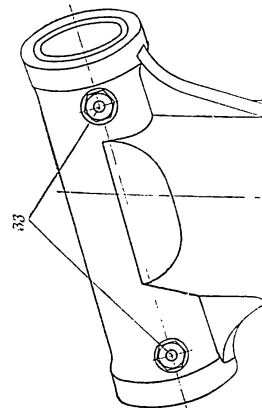
Фиг. 26. Конструкция передней стойки шасси.



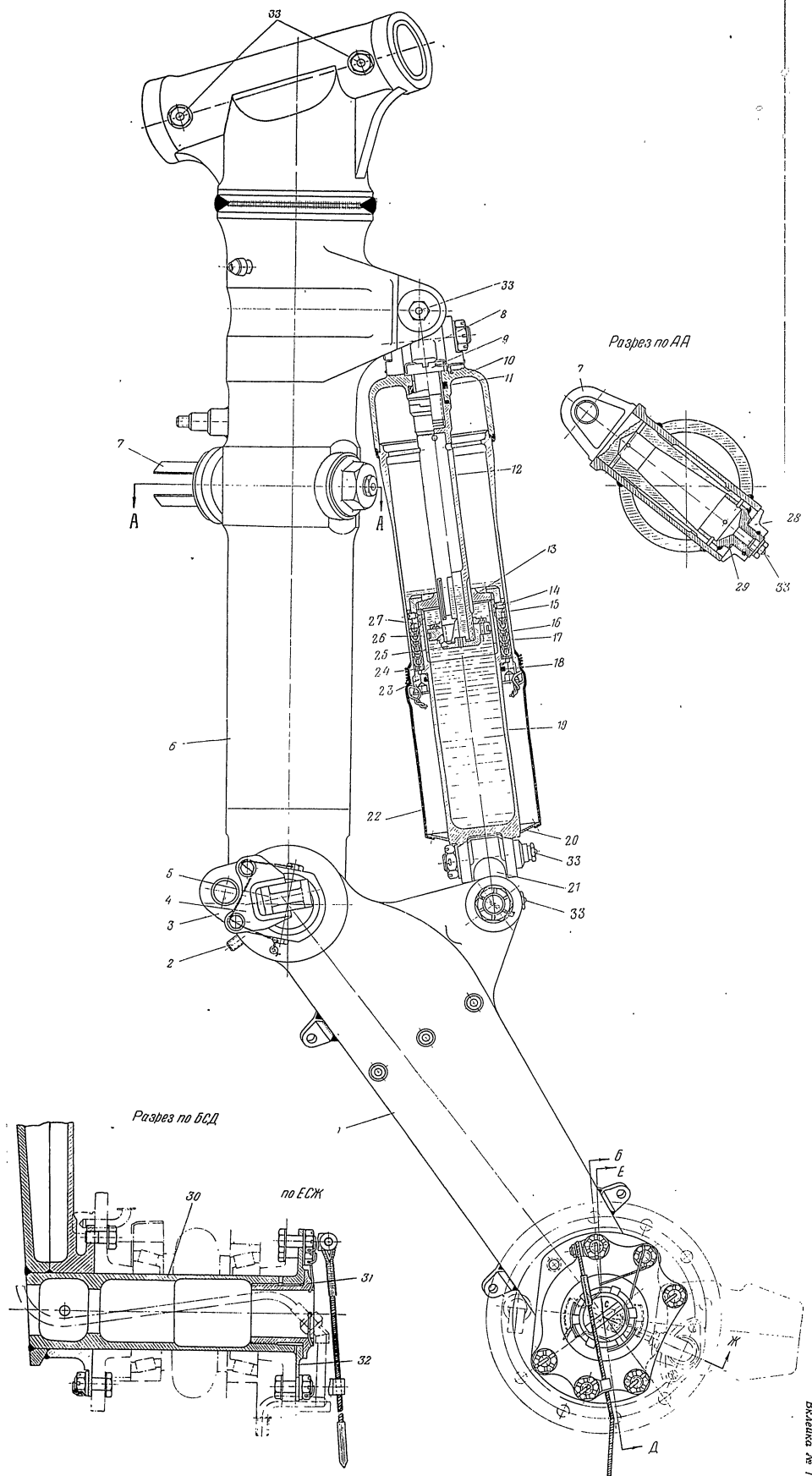
Фиг. 27. Передняя стойка шасси.

1—амортизационная стойка; 2—вилка; 3—колесо, 4—подъемник.

- 1—вилка;
- 2—нижний узел;
- 3—втулка;
- 4—палец;
- 5—стопор с пружинным кольцом;
- 6—поршень;
- 7—гайка;
- 8—кольцо;
- 9—шайба;
- 10—стакан;
- 11—клапан;
- 12—гайка;
- 13—шайба;
- 14—букса;
- 15—болт;
- 16—гайка;
- 17—болт;
- 18—качалка;
- 19—пружина;
- 20—верхний стакан;
- 21—кольцо;
- 22—манжеты;
- 23—гаситель колебаний;
- 24—шайба;
- 25—кулак верхний;
- 26—болт;
- 27—шайба;
- 28—штифт;
- 29—кулак;
- 30—шатун.

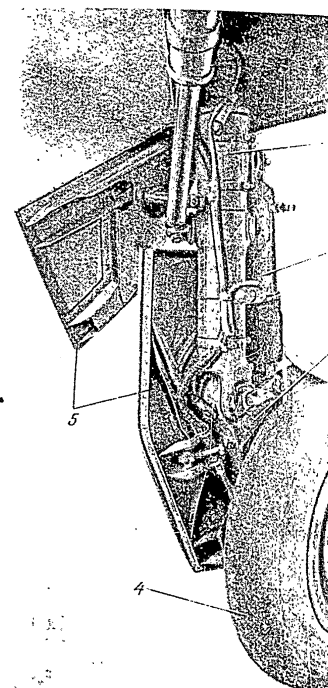


1. *ՀԱՅԻՔԻ, Չ ԿԱՌԱՐԱՆԱԿԱՆ ԿԱՐԳԻՆ ԲԱՐՈՋԱՆԱԿԱՆ ԳՐԱԴԱՐԱՆԻ ԲԱՆԴԱՆՈՒՄԸ*



Фиг. 29. Конструкция основной стойки шасси.

1—полувилка; 2—болт; 3—гайка с буксировочным ухом; 4—скоба; 5—ушко; 6—нога шасси; 7—болт цилиндра подъема шасси; 8—кардан; 9—болт; 10—верхний стакан амортизатора; 11—уплотнительное кольцо; 12—плунжер; 13—крышка; 14—винт; 15—опорная гайка; 16—кольцо; 17—манжета; 18—кольцо сальниковое; 19—поршень; 20—крышка чехла; 21—кардан; 22—чехол; 23—опорная гайка; 24—кольцо; 25—крышка; 26—кольцо; 27—клапан; 28—гайка; 29—шайба; 30—ось; 31—гайка; 32—фланец; 33—масленки.



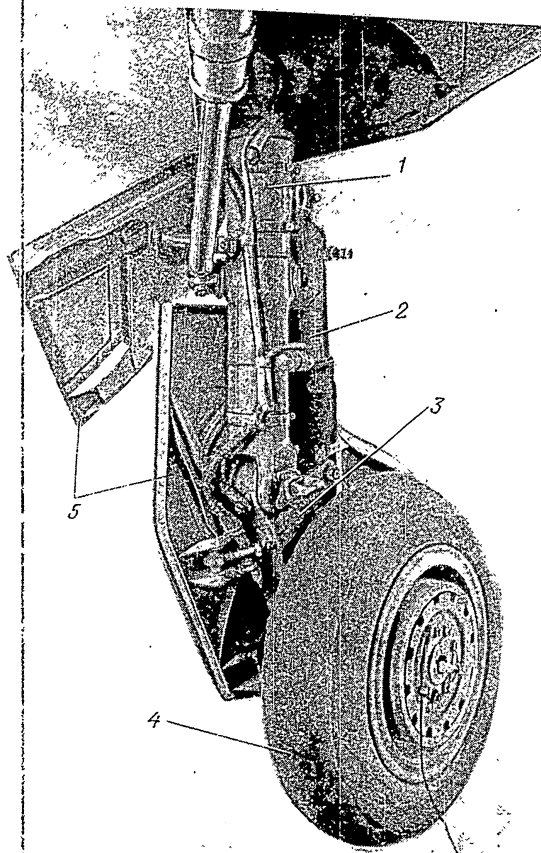
Фиг. 30. Основная стойка шасси.
1—нога с узлом подвески; 2—подрессоривающий элемент; 3—полувилка; 4—колесо КТ-28; 5—штырь оси

2. УПРАВЛЕНИЕ

Органы управления самолетом МиГ-17 отличаются от органов управления самолетом МиГ-15 тем, что на самолете МиГ-17 в дополнение к тросовому управлению рулем высоты установлены новые тяги и крошки в системах управления рулем высоты и рулем поворота в хвостовой части фюзеляжа. Система управления самолетом (фиг. 32) состоит из:

- 1) ручного управления рулем высоты;
- 2) ножного управления рулем поворота;
- 3) управления триммерами руля высоты;
- 4) управления щитками-закрылками;
- 5) управления воздушными тормозными щитками;
- 6) управления шасси.

Ручное и ножное управления — жесткие. Выводы всех тяг управления из кабины заведены. Конструкция системы управления позволяет собирать ее в отдельных агрегатах (крыле, хвостовой части фюзеляжа и т. д.) и соединять при сборке самолета.



Фиг. 30. Основная стойка шасси

1—нога с узлом подвески; 2—выносной амортизатор, 3—полувилка; 4—колесо КТ-28; 5—щитки основного шасси.

2. УПРАВЛЕНИЕ САМОЛЕТОМ

Органы управления самолетом МиГ-17ПФ аналогичны органам управления самолетом МиГ-17, за исключением того, что на самолете МиГ-17ПФ нет дублирующего тросового управления рулем высоты, а также установлены новые тяги и кронштейны в системах управления рулем высоты и рулем поворота в хвостовой части фюзеляжа. Система управления самолетом (фиг. 32) состоит из:

- 1) ручного управления рулем высоты и элеронами;
- 2) ножного управления рулем поворота;
- 3) управления триммерами руля высоты и элерона;
- 4) управления щитками-закрылками;
- 5) управления воздушными тормозными щитками;
- 6) управления шасси.

Ручное и ножное управления — жесткие.

Выводы всех тяг управления из кабины герметизированы. Конструкция системы управления позволяет собирать ее в отдельных агрегатах самолета (крыле, хвостовой части фюзеляжа и т. д.) и быстро соединять при сборке самолета.

Установка основной стойки шасси состоит из ноги с узлом подвески, полувилки с колесом $660 \times 160B$, выносного амортизатора, силового цилиндра уборки и замка убранного положения.

Основной материал стойки — сталь С30ХГСНА, термообработанная до $\sigma_b = 150 \pm 15 \text{ кг/мм}^2$.

Выносной амортизатор масляно-воздушного типа с начальным давлением $90 \pm 2 \text{ кг/см}^2$ имеет торможение на прямом и обратном ходе поршня, что обеспечивает мягкость амортизации и плавное движение самолета при посадке.

Внутренняя полость стойки используется как баллон для сжатого воздуха (под давлением 50 кг/см^2) для системы аварийного выпуска шасси. В полувилку стойки вварена ось колеса. Ось имеет два диска крепления тормозных барабанов колеса — один диск приварен к оси и полувилке, второй надевается на шлицевой конец оси и закрепляется гайкой.

КОЛЕСА ОСНОВНЫХ СТОЕК КТ-28

На основных стойках шасси установлены двух-тормозные колеса высокого давления $660 \times 160B$ марки КТ-28 (фиг. 31).

Конструктивно колесо представляет собой литой магниевый барабан, который на двух радиально-упорных подшипниках вращается на оси полувилки стойки шасси. На барабан надета покрышка с камерой. С двух сторон к барабану присоединены тормозные рубашки.

На ось полувилки колеса надеты тормозные диски. Диски прикреплены в фланцам на полувилке и входят в колесо, размещаясь под тормозными рубашками. При подаче давления в камеры тормозных барабанов тормозные колодки прижимаются к тормозным рубашкам на колесе и силой трения тормозят вращение колеса.

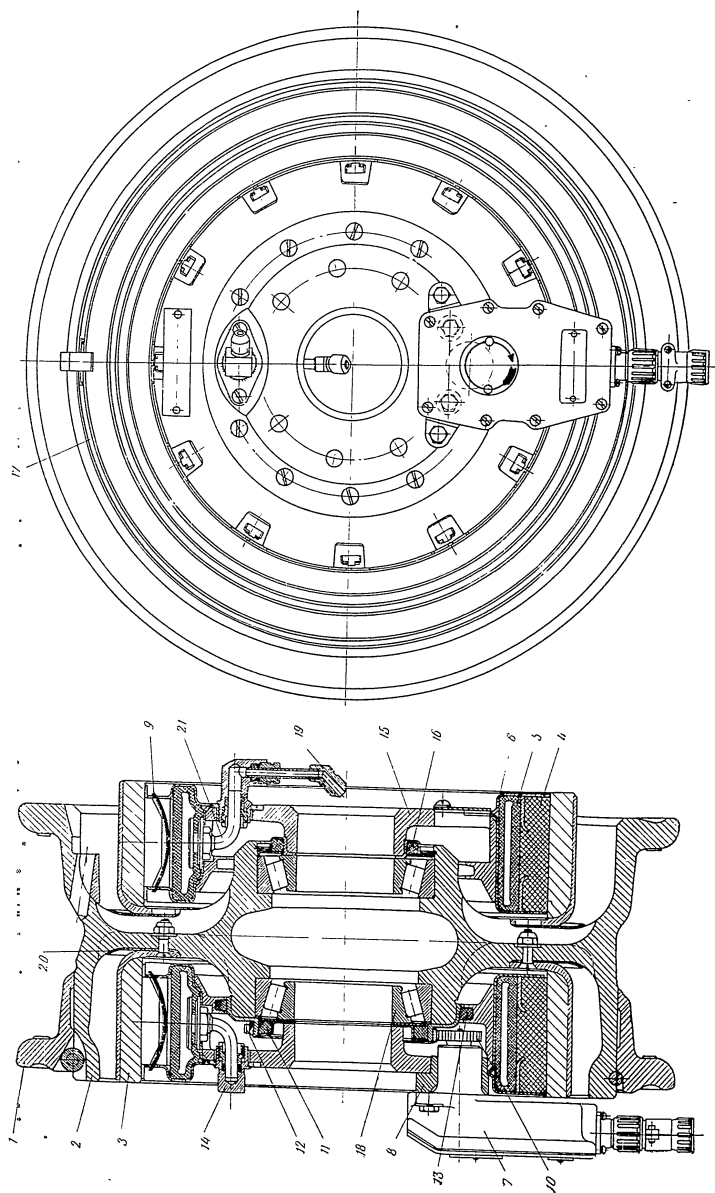
Рабочее давление в шинах основных колес должно быть $8,5 \pm 0,2 \text{ кг/см}^2$. Максимальное давление в шинах 9 кг/см^2 . Максимальное давление в тормозах 7 кг/см^2 .

РУЧНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

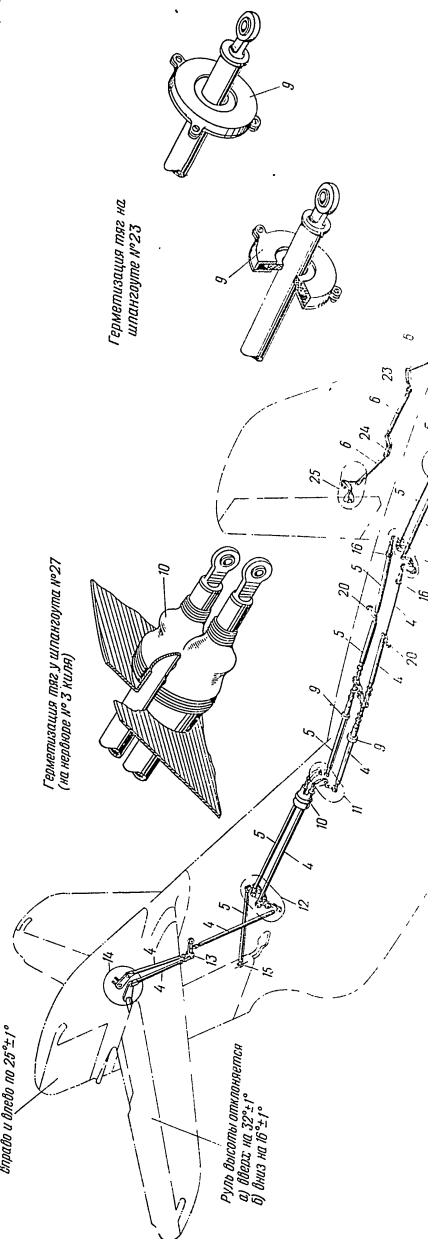
Управление рулем высоты и элеронами осуществляется с помощью ручки управления, установленной в колонке управления на полу кабины самолета. Отклонение ручки от нейтрального положения на себя на $26^\circ \pm 0^\circ$ соответствует отклонению руля высоты вверх на $32^\circ \pm 1^\circ$, отклонение ручки от себя на $14^\circ \pm 1^\circ$ соответствует отклонению руля высоты вниз на $16^\circ \pm 1^\circ$. Отклонение ручки управления от нейтрального положения влево или вправо на $16^\circ 30' \pm 1^\circ$ соответствует отклонению элеронов на $18^\circ \pm 1^\circ$. Нейтральное положение ручки $6^\circ \pm 30'$ от вертикали на себя.

В управление элеронами введен гидроусилитель БУ-1У с передаточным отношением 1:23. В отличие от самолета МиГ-17 вместо двухходового крана выключения гидроусилителя с вращающимся золотником установлен электродистанционный кран ГА-74 на правом борту фюзеляжа у шпангоута № 12.

Включение электродистанционного крана ГА-74 производится выключателем ПП-45, установленным на левом пульте кабины.

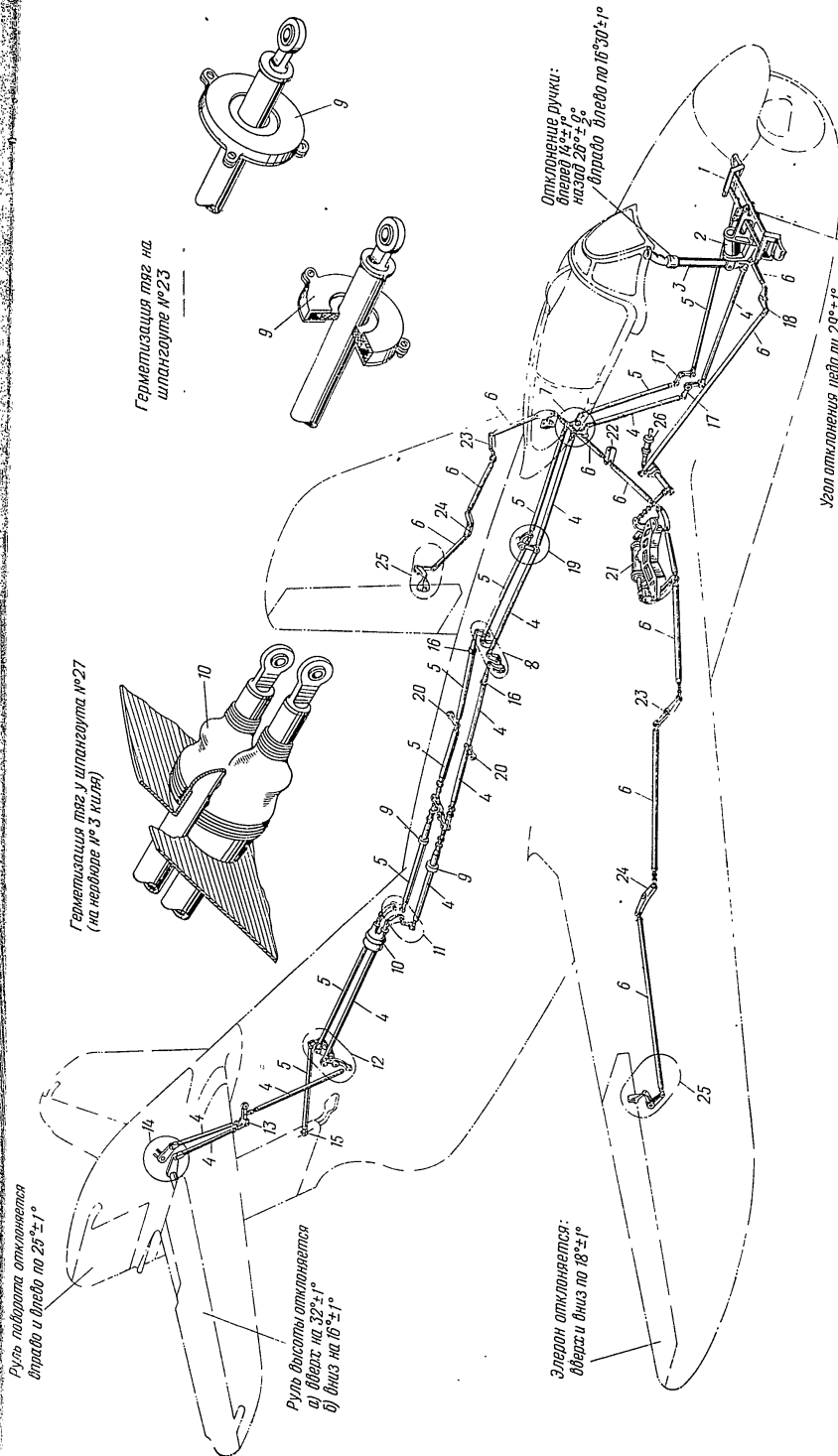


фиг. 31. Конструкция двухколесного колеса КТ-28.
1—стальной борт; 2—барaban; 3—рубанка; 4—колодки; 5—
чаще колесо; 6—шайба; 7—датчик; 8—кронштейн; 9—пружина;
10—несомое зубчатое колесо; 11—сальник; 12 несущие зуб-
ца; 13—вал; 14—шпунгер; 15—корпус; 16—
шарикоподшипник; 17—подшипник; 18—ролик; 19—шпунгер; 20—теплоизоляционная шайба; 21—нейлон;



Фиг. 31. Конструкция двухторного колеса КТ-28.

1—съемный борт; 2—барaban; 3—рубака; 4—колодка; 5—камера; 6—чашка; 7—датчик; 8—кронштейн; 9—пружина; 10—ведомое зубчатое колесо; 11—сальник; 12—ведущее зубчатое колесо; 13—сальник; 14—шпунтер; 15—корпус; 16—сальник; 17—контрящее полукольцо; 18—роликоподшипник; 19—шпунтер; 20—теплоизолирующая прокладка; 21—винт.



Фиг. 32. Схема управления самолетом.

1—педаль ножного управления; 2—колонка ручного управления; 3—ручка управления самолетом; 4—тяга управления рулем высоты; 5—тяга управления рулем поворота; 6—тяга управления элеронами; 7—герметичные выводы из кабины; 8—колонка управления на шпангоуте № 13; 9—герметизация тяг на шпангоуте № 23; 10—герметизация тяг на нервюре № 3 киль; 11—узел на шпангоуте № 27; 12—узел на лонжероне киль; 13—узел у нервюры № 11 на лонжероне киль; 14—узел управления рулем высоты с грузом; 15—узел управления рулем поворота; 16—быстроразъемное соединение тяг; 17—качалка за сиденьем летчика; 18—качалка на полу кабины; 19—узел между шпангоутами № 10 и 11; 20—качалка у шпангоута № 18; 21—установка гидросистемы элеронов; 22—качалка на полу кабины за шпангоутом № 8; 23—качалка на лонжероне крыла за нервюрой № 11; 24—качалка на заднем стрингере крыла за нервюрой № 17; 25—узел управления элеронами; 26—механизм загрузки системы управления элеронами.

НОЖНОЕ УПРАВЛЕНИЕ

Управление рулем поворота осуществляется с помощью педалей ножного управления, установленных на полу кабины у шпангоута № 5. Отклонение педалей на $29^\circ \pm 1^\circ$ соответствует отклонению руля поворота на $25^\circ \pm 1^\circ$ влево или вправо.

УПРАВЛЕНИЕ ТРИММЕРАМИ

Управление триммерами руля высоты и элерона — электродистанционное и осуществляется с помощью электромеханизмов УТ-6Д, управляемых нажимными переключателями, установленными в кабине на подфоновой панели и на левом пульте.

Отклонения триммера руля высоты возможны вверх и вниз по $10^\circ \pm 1^\circ$. Отклонения триммера элерона возможны вверх и вниз по $15^\circ \pm 1^\circ$.

УПРАВЛЕНИЕ ЩИТКАМИ-ЗАКРЫЛКАМИ

Управление посадочными щитками-закрылками — гидравлическое. Конструкция управления состоит

из жестких тяг и тросов, синхронизации открытия щитков-закрылков.

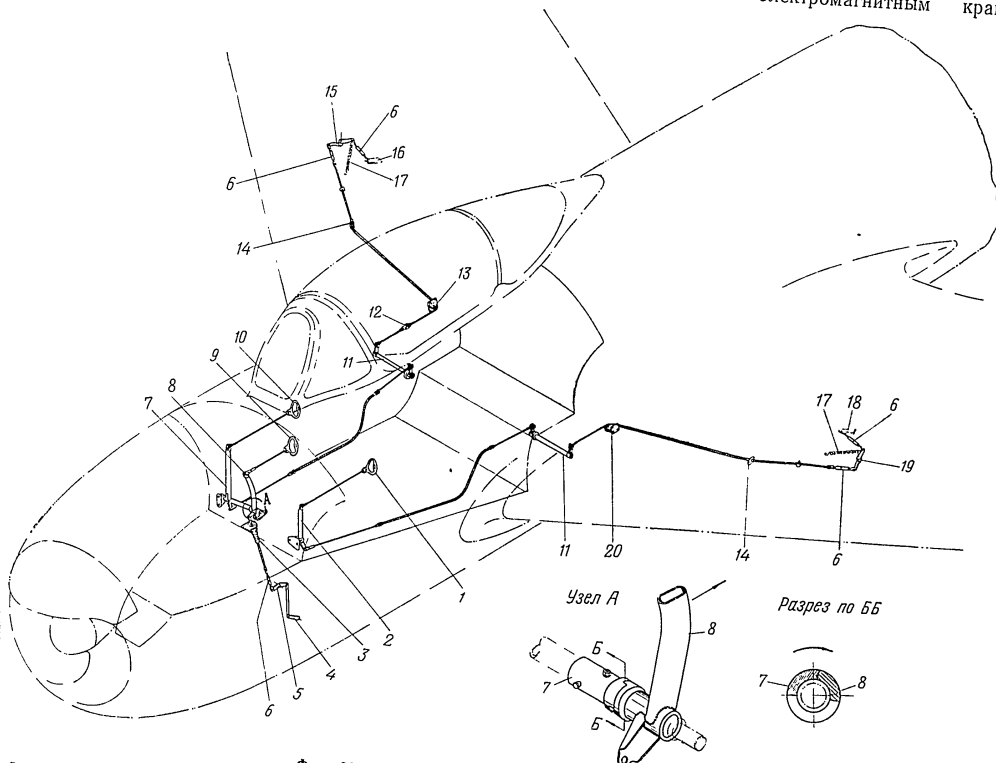
Управление щитками-закрылками производится движением рычага, установленного у левого пульта летчика, на одной колонке с рычагом управления двигателем. Рычаг соединен с гидрокраном, а гидрокран управляет подачей гидросмеси в рабочие цилиндры, установленные в крыльях.

В отличие от самолета МиГ-17 кран закрылков установлен ближе к левому борту, под полом кабины.

Рычаг управления закрылками у пульта фиксируется в четырех положениях: нейтральное, закрылки выпущены на 20° , закрылки выпущены на 60° , закрылки убраны.

УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЗНЫМИ ЩИТКАМИ

Открытие и закрывание тормозных щитков производится с помощью гидроцилиндров. Переключение рабочей жидкости на открытие и закрывание производится электромагнитным краном



Фиг. 33. Система аварийного выпуска шасси.
1—ручка выпуска левой основной стойки шасси; 2—левый рычаг; 3—чехол герметизации троса; 4—качалка замка передней стойки; 5—качалка; 6—тендер; 7—правый рычаг; 8—рычаг автономного открытия замка передней стойки; 9—ручка выпуска передней стойки; 10—ручка выпуска правой основной стойки; 11—герметичная переходная колонка; 12—соединение троса; 13—правый ролик на нервюре № 1 крыла; 14—упор гибкой оболочки; 15—переходная качалка к правому замку; 16—качалка замка правой стойки шасси; 17—пружина; 18—качалка замка левой стойки шасси; 19—переходная качалка к левому замку; 20—левый ролик на нервюре № 1 крыла.

ГА-13М/5, управляемым краном. При нажатии на кран, установленный на левом пульте, срабатывает гидрокран, управляющий цилиндрами на открывание.

В кабине на левом пульте выпуска и уборки тормозных щитков можно пользоваться краном, установленным на левом борту, под полом кабины.

УПРАВЛЕНИЕ

Управление уборкой и выпуском тормозных щитков осуществляется с помощью электромагнитного крана, установленного на левом борту, под полом кабины.

Переключение крана на открытие и закрывание производится с помощью электромагнитного крана, установленного на левом борту, под полом кабины.

АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ

Шасси и закрылки могут быть выпущены с помощью пневматической системы.

жестких тяг и тросов, синхронизации открытия ков-закрылков.

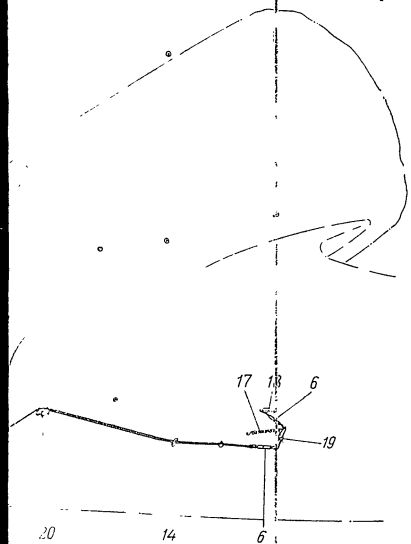
Управление щитками-закрылками производится кенсом рычага, установленного у левого пульта пика, на одной колонке с рычагом управления ателем. Рычаг соединен с гидрокраном, а гидрокран управляет подачей гидросмеси в рабочие цилиндры, установленные в крыльях.

В отличие от самолета МиГ-17 кран закрылков расположен ближе к левому борту, под полом кабины.

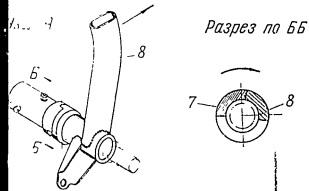
Управление закрылками у пульта фиксируется в четырех положениях: нейтральное, закрылков выпущены на 20°, закрылки выпущены на 60°, закрылки убраны.

УПРАВЛЕНИЕ ТОРМОЗНЫМИ ЩИТКАМИ

Управление и *закрывание тормозных щитков производится с помощью гидроцилиндров. Переключение рабочей жидкости на открытие и закрывание производится электромагнитным краном



Разрез по ББ



Упуска шасси.
с троса, 13—правый ролик на нервюре № 1 крыла, 14—переходная качалка к замку, 15—качалка замка правой стойки шасси, 16—качалка замка левой стойки шасси, 17—качалка к левому замку, 18—качалка к левому замку, 19—качалка к левому замку, 20—качалка к левому замку.

ГА-13М/5, управляемым кнопкой на ручке управления самолетом. При нажатии кнопки электромагнитный кран, установленный в зоне шпангоутов № 19 и 20, срабатывает и гидросмесь подается в гидроцилиндры на открывание.

В кабине на левом пульте установлен выключатель выпуска и уборки тормозных щитков. Выключателем можно пользоваться для более длительного включения выпуска тормозных щитков.

УПРАВЛЕНИЕ ШАССИ

Управление уборкой и выпуском шасси осуществляется с помощью электромагнитного гидрокрана ГА-46/3.

Переключение крана на уборку или выпуск шасси производится с помощью переключателя ППН-45, установленного на приборной доске. Установка переключателя конструктивно оформлена в виде рычага с сектором и задвижкой.

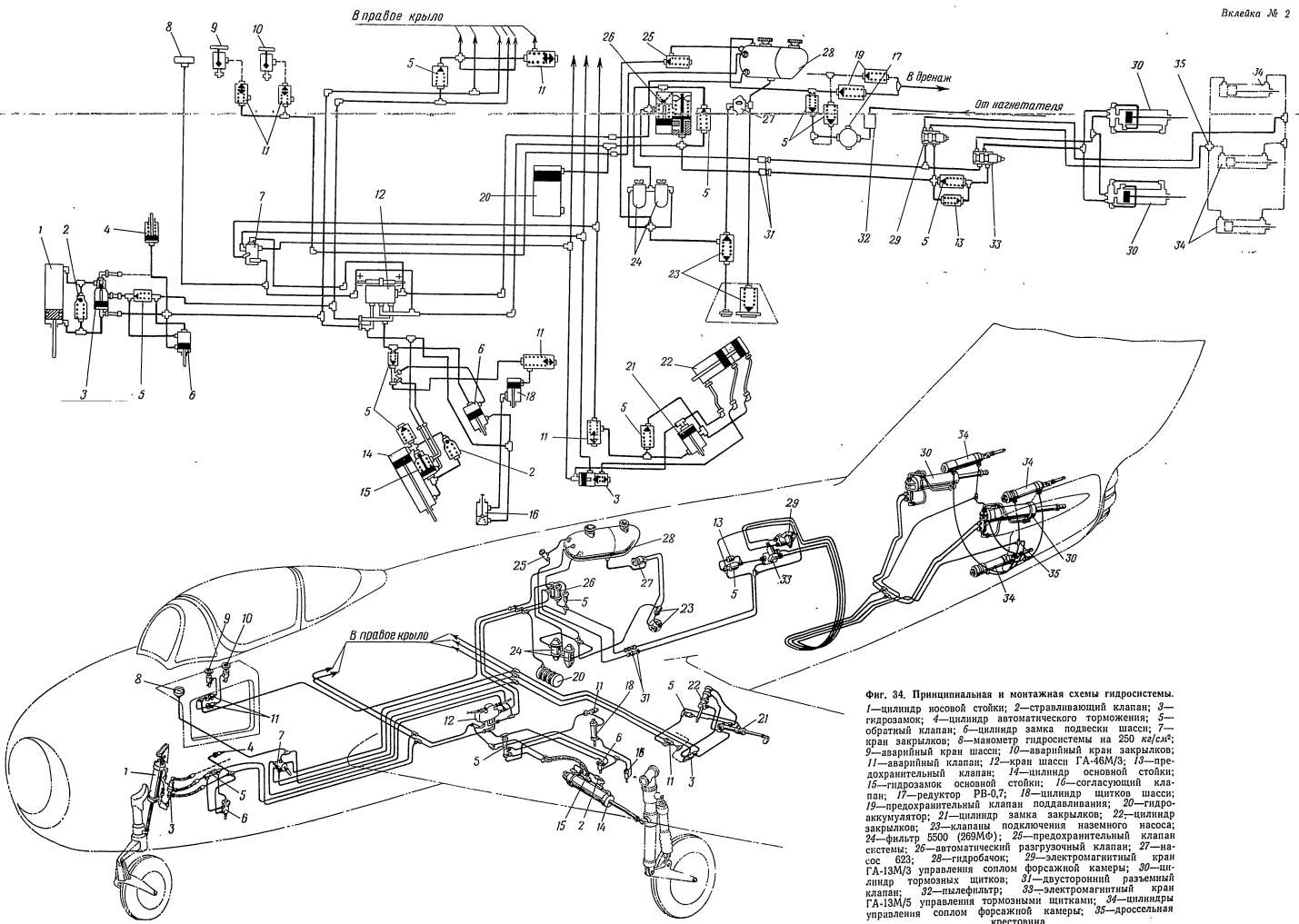
АВАРИЙНЫЙ ВЫПУСК ШАССИ И ЗАКРЫЛКОВ

Шасси и закрылки могут быть выпущены аварийно воздушными системами. С помощью системы

аварийного выпуска шасси (фиг. 33) можно осуществить выпуск всех трех стоек или только одной передней (автономный выпуск). При аварийном выпуске всех стоек открывание замков убранного положения производится летчиком вручную путем оттягивания ручек, установленных у пультов: с помощью правой ручки открываются замки правой стойки шасси и передней, а с помощью левой — замок левой стойки. «Дожимание» стоек до полного выпущенного положения производится воздухом аварийной системы при установке крана шасси на «Выпуск».

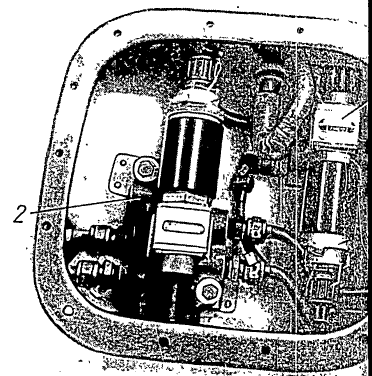
Если необходимо выпустить только переднюю стойку, то оттягивается ручка, находящаяся на полу кабины у ручки управления самолетом; кран шасси находится в нейтральном положении. «Дожимание» воздухом не производится. В этом случае стойка выпускается под воздействием набегающего потока воздуха.

Аварийный выпуск закрылков может производиться при любом положении рычага управления закрылками, но рекомендуется устанавливать рычаг на выпуск в положение «60°» при открытом вентиле аварийного выпуска закрылков. Аварийный выпуск закрылков производится только на полный угол 60°.

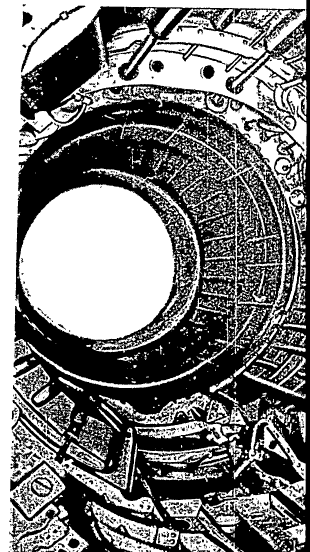


ные между шпангоутами № 29 и 30 на камере. Цилиндры включены в гидросистему параллельно с помощью дроссельной крестовины двух угольников (см. фиг. 34);

3) дроссельная крестовина (фиг. 37) управления регулируемым соплом форсмерной установки на форсажной камере. Крестовина на трех ветвях, идущих к



Фиг. 35. Краны ГА-13М/3 и ГА-13М/5.
1—гидрокран ГА-13М/3; 2—гидрокран ГА-13М/5.



Фиг. 36. Расположение
1—запорные клапаны; 2—проводка системы.

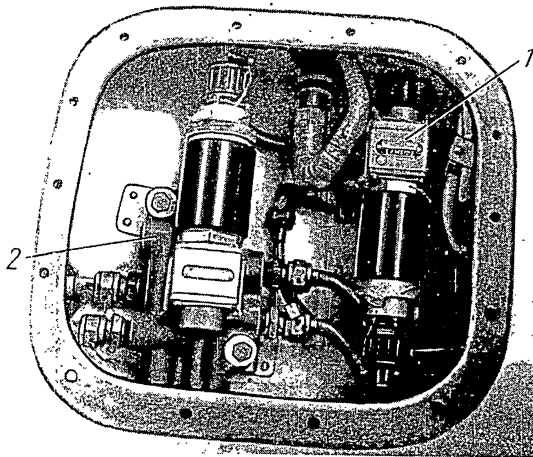
ные между шпангоутами № 29 и 30 на форсажной камере. Цилиндры включены в гидросистему параллельно с помощью дроссельной крестовины и двух угольников (см. фиг. 34);

3) дроссельная крестовина (фиг. 37) цилиндров управления регулируемым соплом форсажной камеры установлена на форсажной камере.

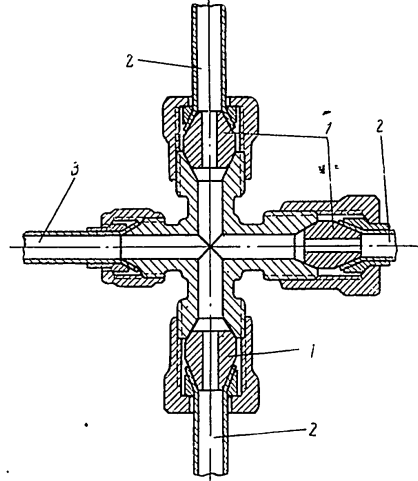
Крестовина на трех ветвях, идущих к цилиндрам,

имеет вкладыш с калиброванными отверстиями. Подбором диаметров этих отверстий осуществлена отладка одновременной работы цилиндров (в каждый из трех цилиндров в единицу времени должно поступать, а также вытекать из них равное количество жидкости);

4) два гидроцилиндра управления тормозными

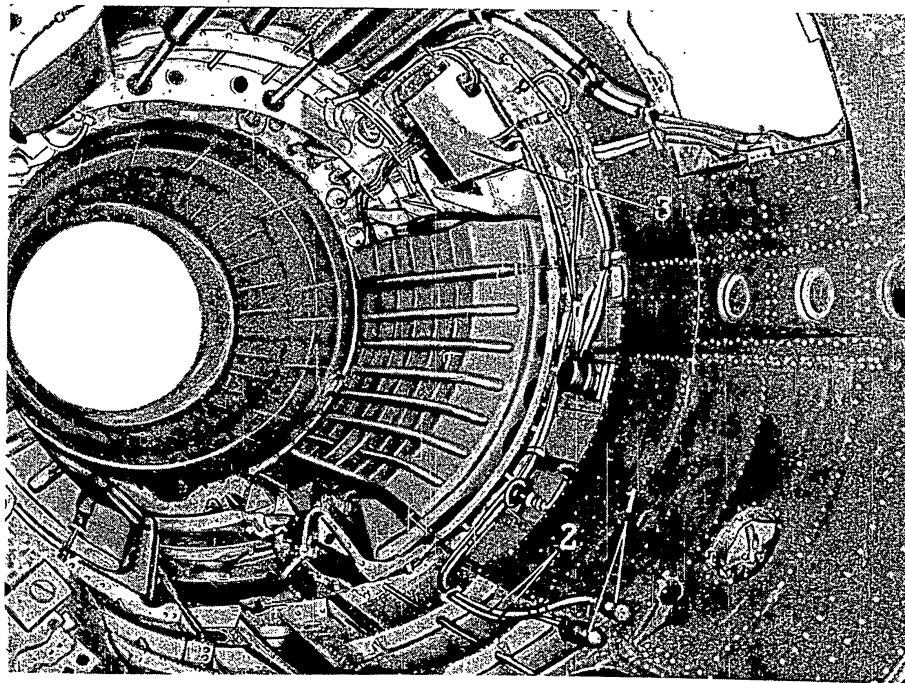


Фиг. 35. Краны ГА-13М/3 и ГА-13М/5.
1—гидрокран ГА-13М/3; 2—гидрокран ГА-13М/5.



Фиг. 37. Дроссельная крестовина в системе управления регулируемым соплом.

1—калиброванные вкладыши; 2—ветви, идущие к цилиндрам; 3—ветвь на выпуск.



Фиг. 36. Расположение гидросистемы в хвостовой части фюзеляжа.
1—запорные клапаны; 2—проводка системы; 3—ниша установки кранов ГА-13М/3 и ГА-13М/5.

щитками установлены в нише тормозных щитков между шпангоутами № 28 и 30.

Для подключения гидросистемы к гидроцилиндрам щитков применено бесшланговое соединение.

Агрегаты связаны между собой металлическим гидротрубопроводом. Все резиновые уплотнения в агрегатах гидросистемы выполнены из морозостойкой и маслостойкой резины В-14.

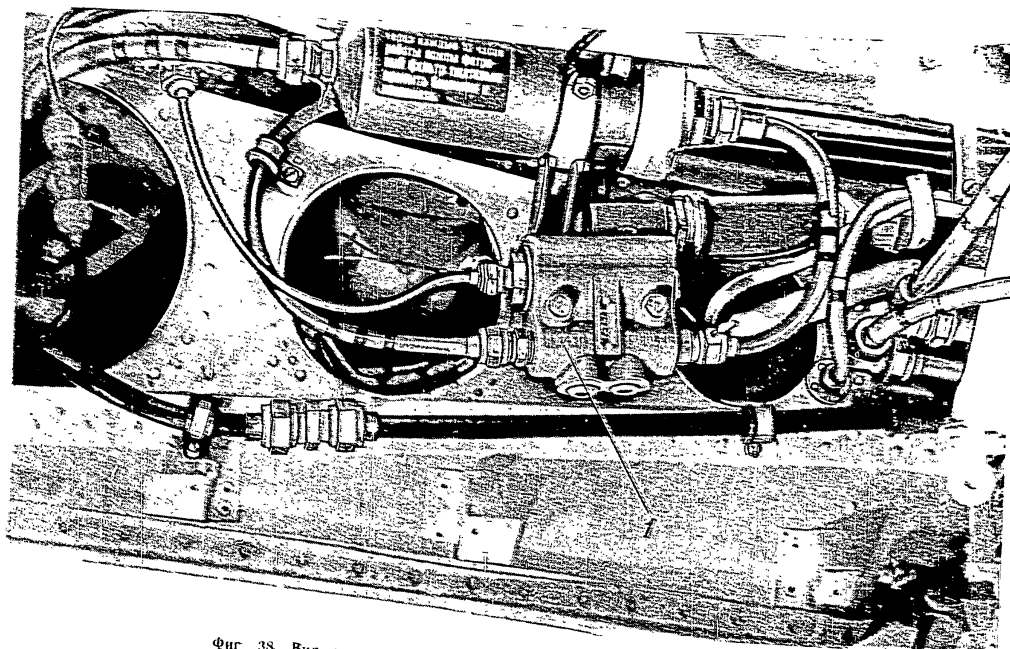
2. СИСТЕМА ГИДРОУСИЛИТЕЛЯ БУ-1У

Система обслуживает работу гидроусилителя БУ-1У в управлении элеронами и работает на жидкости АМГ-10. Объем заливаемой жидкости 6 л.

Давление в системе гидроусилителя поддерживается от $60 \cdot 10^{-3}$ кг/см² до $40 \cdot 10^{-3}$ кг/см². Жидкость в систему подается гидронасосом 623М, установленным на двигателе. Из бачка через насос и фильтр жидкость подается к автомату разгрузки, затем к гидроаккумулятору, установленному с правой стороны в обтекатель балки шпангоута № 3, и далее к крану и цилиндру гидроусилителя.

Гидроаккумулятор, как и в основной гидросистеме, служит для накопления запаса энергии в системе, снижения пульсации и обеспечения четкой работы автомата разгрузки. Давление в воздушной камере гидроаккумулятора 30 кг/см².

Автомат разгрузки является регулятором давления в системе. При достижении давления в гидросистеме $60 \cdot 10^{-3}$ кг/см² автомат разгрузки переключает подачу гидросмеси от насоса 623М на слив в бачок, при понижении давления в системе до $40 \cdot 10^{-3}$ кг/см² автомат разгрузки включает подачу гидросмеси от насоса в систему гидроусилителя.



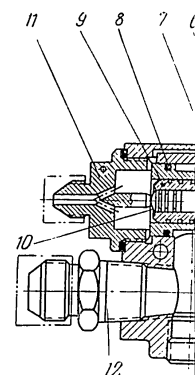
Фиг. 38. Вид на установку электрогидрокрана ГА-74 (правый борт).
1—кран ГА-74.

В отличие от самолета МиГ-17 на самолете МиГ-17ПФ установлен электродистанционный кран включения гидроусилителя ГА-74. Кран размещен на правом борту в зоне между шпангоутами № 9 и 11А (фиг. 38). Конструкция крана ГА-74 показана на фиг. 39.

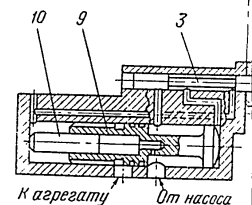
Автомат разгрузки системы гидроусилителя установлен с правой стороны на подкосе рамы двигателя. Гидробачок основной гидросистемы и гидробачок системы гидроусилителя конструктивно объединены и установлены на раме двигателя. Гидробачок системы гидроусилителя имеет клапан отрицательных перегрузок, обеспечивающий подачу жидкости в систему при отрицательных перегрузках и при перевернутом полете.

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ КРАНА ГА-74

При включении правой катушки 19 (см. фиг. 39, 40 и 41) якорь 20 притягивается к упору 12, т. е. занимает крайнее правое положение. При этом золотник 3 сообщает полость под правым торцом золотника 9 со сливом. Давлением в раст...



1—корпус; 2—гильза; 3—золотник; 9—золотник; 10—плунжер; 11—штуцер.



К агрегату От насоса

Фиг. 40. Схема работы крана ГА-74 (положение правого упора).

Переключателем включен контур 19; якорь переместился на упор 12 и разомкнул цепь от насоса. При этом золотник 3 сообщает полость под правым торцом золотника 9 со сливом. Давлением в раст...

плунжером 10 золотник 9 перемещается в правое положение, разобщая полости 12 и 13.

При включении левой катушки 18 якорь 20 притягивается к упору 21, т. е. занимает крайнее левое положение. При этом золотник 3 сообщает полость под левым торцом золотника 9 со сливом. Золотник 9 сообщает штуцеры 12 и 13 агрегата с насосом. При перемещении золотника 9 в правое положение, разобщая полости 12 и 13.

Воздушная система МиГ-17ПФ в основном аналогична системе самолета МиГ-17. Эта система обеспечивает аварийный выпуск шасси и...

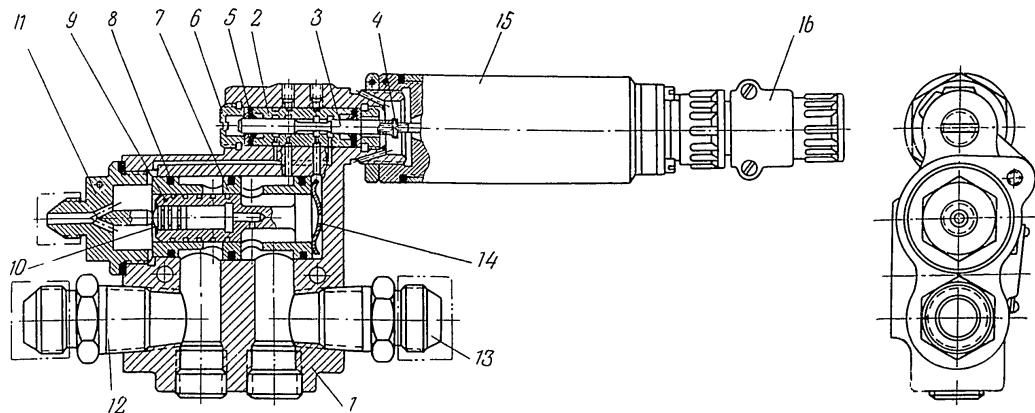
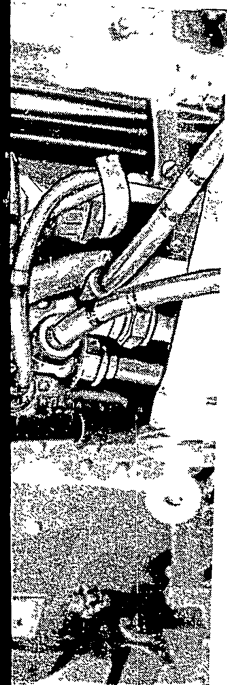
с собой металлическим резиновыми уплотнения в полнены из морозостой- В-14.

МиГ-17 на самолете гидростанционный кран ГА-74. Кран размещен между шпангоутами № 9 и 10. Кран ГА-74 показан

и гидроусилителя уста- подкосе рамы двига- гидросистемы и гидро- конструктивно объ- аме двигателя. Гидро- я имеет клапан отри- спечивающий подачу ичительных перегруз- те.

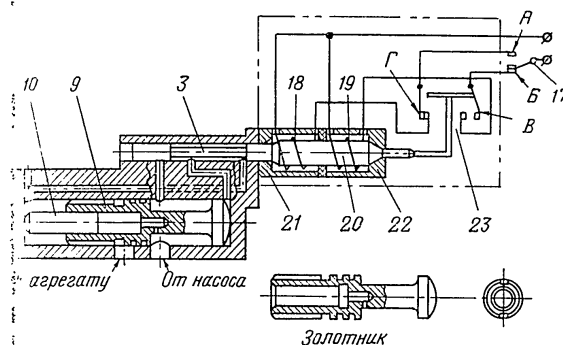
КРАНА ГА-74

шки 19 (см. фиг. 39, ется к упору 22, т. е. жение. При этом зо- д правым торцем зо- нием в расточке под



Фиг. 39. Конструкция крана ГА-74.

1—корпус; 2—гильза; 3—золотник; 4—замок; 5—манжета; 6—упор; 7—гильза; 8—резиновое кольцо; 9—золотник; 10—плунжер; 11—штуцер; 12—штуцер; 13—штуцер; 14—шайба-компенсатор; 15—электромагнит ЭМО-2; 16—штепсельный разъем.



Фиг. 40. Схема работы крана ГА-74 (положение на слив).

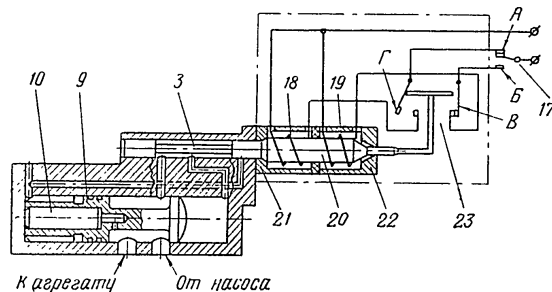
Переключателем включен контакт Б. Ток поступил в обмотку 19, якорь переместился вправо, в конце хода нажал на переключатель В и разомкнул цепь. Управляемый агрегат отключен от насоса и соединен со сливом.

Золотник; 9—золотник; 10—плунжер; 17—переключатель; 18—левая катушка; 19—правая катушка; 20—якорь; 21—резиновый упор; 22—задний упор; 23—микрореверсивный переключатель

плунжером 10 золотник 9 перемещается в крайнее левое положение, разобщая между собой штуцеры 12 и 13.

При включении левой катушки 18 якорь 20 прижимается к упору 21, т. е. занимает крайнее левое положение. При этом золотник 3 сообщает полость под правым торцем золотника 9 с полостью высокого давления. Золотник 9 перемещается влево и сообщает штуцеры 12 и 13 между собой. Гидроагрегат соединяется с насосом.

При перемещении золотника 9 влево плунжер 10



Фиг. 41. Схема работы крана ГА-74 (положение крана на нагнетание).

Переключателем включен контакт А. Ток поступил в обмотку 18; якорь переместился влево, в конце хода нажал на переключатель Г и разомкнул цепь. Управляемый агрегат соединен с насосом.

(Наименование позиций на фиг. 39, 40 и 41 общее).

выдавливает жидкость из полости золотника через небольшое отверстие в полость высокого давления; этим несколько замедляется движение золотника и уменьшается гидравлический удар, возникающий при включении агрегата.

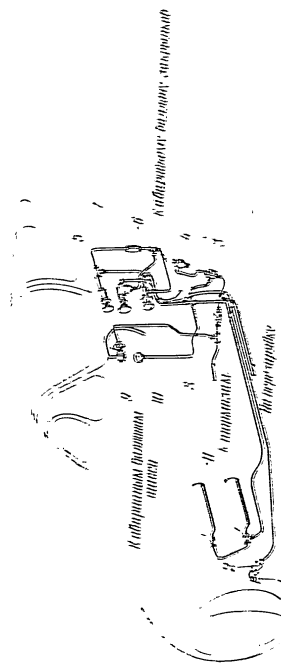
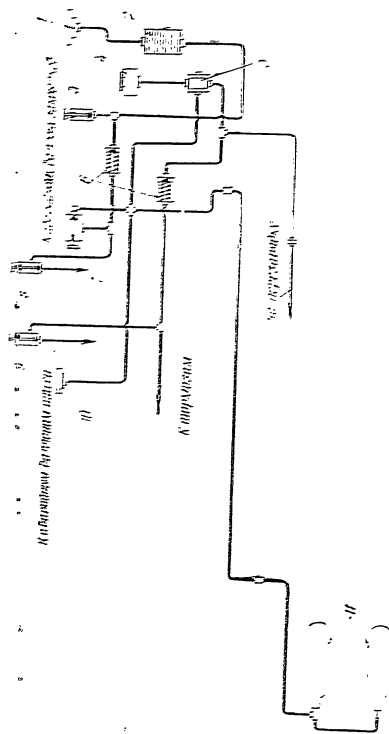
Якорь 20 электромагнита может занимать либо крайнее правое, либо крайнее левое положение. Среднего положения якорь не имеет. При достижении якорем одного из крайних положений микрореверсивный переключатель 23 размыкает цепь и прекращает подачу тока в соответствующую катушку, что исключает перегрев обмотки при длительном нахождении якоря в крайнем положении. В крайних положениях якорь и золотник удерживаются силами трения.

3. ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА

Воздушная система (фиг. 42) самолета МиГ-17ПФ в основном аналогична воздушной системе самолета МиГ-17. Эта система обеспечивает аварийный выпуск шасси и закрылков, работу тор-

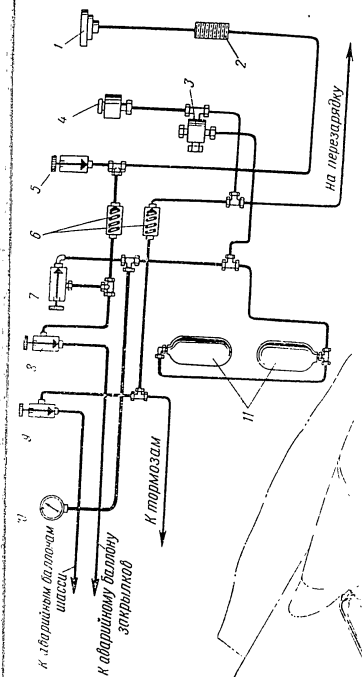
мозов основного шасси, перезарядку оружия, систему герметизации фонаря, наддув блока № 2 станции РП-1 и работу противообледенителя.

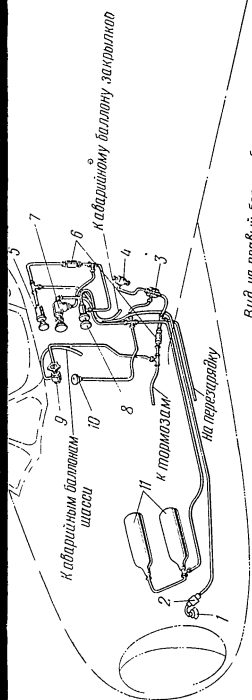
Запас воздуха находится в двух основных цилин-



Фиг. 42. Принципиальная схема топливной системы (принципиальная часть)

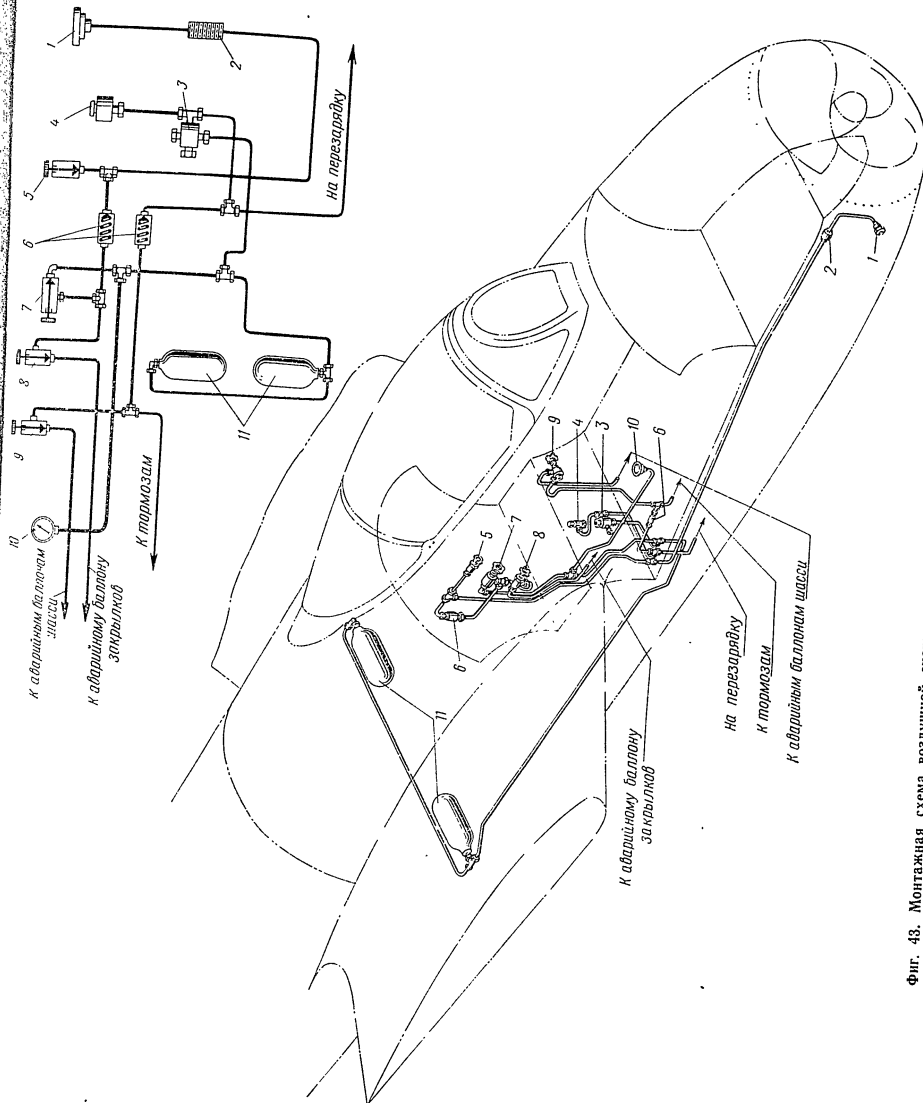
1 - топливный бак; 2 - фильтр; 3 - редуктор; 4 - редуктор; 5 - редуктор; 6 - редуктор; 7 - редуктор; 8 - редуктор; 9 - редуктор; 10 - редуктор; 11 - редуктор.





Вид на правый борт кабины

Фиг. 42. Принципиальная и монтажная схемы воздушной системы (питающая часть).
 1—бортовой зарядный штуцер; 2—фильтр; 3—редуктор
 РВ-50М; 4—редуктор РВ-3; 5—кран наполнения аварийных
 баллонов шасси; 6—кран наполнения основной авиационной
 баллонов шасси; 7—кран сети; 8—кран наполнения ава-
 11—баллоны сжатого воздуха.



Фиг. 43. Монтажная схема воздушной системы при
 улучшенном размещении РП-1 (питающая часть).
 1—бортовой зарядный штуцер; 2—фильтр; 3—редуктор
 РВ-50М; 4—редуктор РВ-3; 5—кран наполнения аварийных
 баллонов шасси; 6—кран наполнения основной авиационной
 баллонов шасси; 7—кран сети; 8—кран наполнения ава-
 11—баллоны сжатого воздуха.

трических воздушных баллонах емкостью по 4 л, каждый под давлением 150 кг/см^2 , в одном шаровом аварийном баллоне закрылков емкостью 2 л под давлением $110\text{--}130 \text{ кг/см}^2$, в полостях стоек шасси общей емкостью 6,6 л под давлением 50 кг/см^2 , в расходном баллоне вооружения 2 л под давлением 50 кг/см^2 .

Зарядка баллонов производится через бортовой штуцер.

Основные баллоны установлены в отсеке передней стойки шасси, шаровой баллон для аварийного выпуска закрылков — на шпангоуте № 2 с правой стороны. Полости стоек шасси используются как баллоны аварийного выпуска шасси и аварийного торможения колес шасси.

От основных баллонов, из которых воздух подается в систему через редуктор РВ-50, питаются: система перезарядки оружия, система управления тормозами колес, система герметизации и система наддува блока № 2 и жидкостный противообледенитель фонаря.

Для перезарядки оружия используется воздух под давлением 50 кг/см^2 . Для работы тормозов с помощью редукционного пускового клапана ПУ-7 давление воздуха понижается до $4\text{--}7 \text{ кг/см}^2$. Для работы системы герметизации фонаря и наддува блока № 2 с помощью редуктора РВ-3 давление воздуха понижается до $2,7\text{--}2,9 \text{ кг/см}^2$.

Из шарового баллона (с давлением $110\text{--}130 \text{ кг/см}^2$) воздух поступает для аварийного выпуска закрылка, а из стоек шасси (под давлением 50 кг/см^2) — для аварийного выпуска шасси.

Краны аварийного выпуска шасси и закрылков установлены на правом пульте в кабине.

СИСТЕМА ТОРМОЖЕНИЯ КОЛЕС

Система торможения колес самолета МиГ-17ПФ отличается от системы торможения колес самолета МиГ-17 меньшим давлением в тормозах ввиду установки двухтормозных колес КТ-28.

В систему торможения входят:

1) рычаг включения тормозов, установленный на ручке управления самолетом, связанный тросовой проводкой с ПУ-7;

2) редукционный пусковой клапан ПУ-7, пони-

жающий давление воздуха в зависимости от силы нажатия рычага включения тормозов (установлен на полу кабины);

3) дифференциал ПУ-8, распределяющий воздух в тормоза левого и правого колес (установлен на кронштейне педалей ножного управления и связан тягой с педалями);

4) манометр для контроля давления в тормозах, установленный на левом пульте кабины.

Движение рычага управления тормозами обеспечивает два режима торможения. На первом режиме давление в тормозах поднимается до 4 кг/см^2 , на втором — до 7 кг/см^2 . При переходе с первого режима торможения на второй ощущается увеличение усилия, необходимого для нажатия рычага.

При нажатии рычага на ручке управления самолетом пусковой клапан открывает подачу воздуха в тормоза и манометр через дифференциал. Дифференциал подает воздух в тормоза левого или правого колеса в зависимости от положения педалей ножного управления. При нейтральном положении педалей воздух подается одновременно в тормоза левого и правого колеса.

Для системы тормозов используется воздух из основных баллонов воздушной системы самолета. В случае отсутствия давления в основных баллонах предусмотрено использование воздуха из аварийных баллонов шасси и закрылков. Для этого нужно открыть кран наполнения аварийных баллонов шасси и пользоваться тормозами обычным способом.

ВОЗДУШНАЯ СИСТЕМА ПРИ УЛУЧШЕННОМ РАЗМЕЩЕНИИ РП-1

Улучшенное размещение блоков РП-1 вызвало изменения в размещении основных баллонов для сжатого воздуха и трубопроводов к ним (фиг. 43).

Основные баллоны сжатого воздуха в этом случае установлены в обтекателях главной балки фюзеляжа рядом с гидроаккумуляторами, между шпангоутами № 12 и 13, а шаровой воздушный баллон, служащий для аварийного выпуска закрылков, остался на шпангоуте № 2 с правой стороны от оси самолета.

СИЛОВАЯ

1. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ

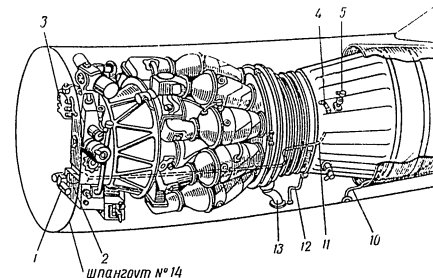
На самолете МиГ-17ПФ установлен реактивный двигатель ВК-1Ф (с форсажной камерой), который представляет собой модификацию двигателя ВК-1А.

Двигатель ВК-1Ф является воздушно-реактивным компрессорным газотурбинным двигателем, форсированным за счет сжигания дополнительного топлива за турбиной (фиг. 44 и 45).

В отличие от обыкновенного реактивного двигателя реактивный двигатель, снабженный форсажной камерой для сжигания дополнительного количества топлива за турбиной, имеет следующие режимы работы:

1) режимы без включения форсажной камеры: сжигания дополнительного топлива, при котором двигатель работает как обычный реактивный двигатель;

2) режим форсированный с включением дополнительного топлива, сжигаемого за турбиной в форсажной камере.



шпангоут № 14

Фиг. 44. Двигательная установка (с форсажной камерой).
1—электромеханизм МГ-2; 2—распределитель топлива ПН-9МА; 3—насос подачи топлива АРТ-14А; 4—насос подачи топлива ПН-9МА; 5—термопара; 6—гидроцилиндр управления; 7—регулируемое сопло; 8—форсажная камера; 9—обдува камеры; 10—трубка слива из форсажной камеры; 11—форсунка; 12—трубка слива из форсажной камеры; 13—патрубок выхода сжатого воздуха.

вление воздуха в зависимости от силы нажима включения тормозов (установлены);

енциал ПУ-8, распределяющий воздух левого и правого колес (установлен на педалях ножного управления и связан с ними);

р для контроля давления в тормозах, установлен на левом пульте кабины.

рычага управления тормозами обеспечивает режим торможения. На первом режиме в тормозах поднимается до 4 кг/см^2 , до 7 кг/см^2 . При переходе с первого режима на второй ощущается увеличение усилия нажатия рычага.

ри рычага на ручке управления самолета клапан открывает подачу воздуха манометр через дифференциал. Дифференциал подает воздух в тормоза левого или правого колеса в зависимости от положения педалей управления. При нейтральном положении педалей подается одновременно в тормоза обоих колес.

в тормозов используется воздух из основной воздушной системы самолета. Для использования воздуха из аварийных баллонов для наполнения аварийных баллонов тормозами обычным способом.

СИСТЕМА ПРИ УЛУЧШЕННОМ РАЗМЕЩЕНИИ РП-1

Размещение блоков РП-1 вызвало изменение основных баллонов для и трубопроводов к ним (фиг. 43). Баллоны сжатого воздуха в этом случае обтекаются главной балкой фюзеляжа с гидроаккумуляторами, между балками 12 и 13, а шаровой воздушный баллон для аварийного выпуска закрылков шпангоуте № 2 с правой стороны

ГЛАВА VI

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

1. ОСНОВНЫЕ СВЕДЕНИЯ О ДВИГАТЕЛЕ

На самолете МиГ-17ПФ установлен авиационный двигатель ВК-1Ф (с форсажной камерой), который представляет собой модификацию двигателя ВК-1А.

Двигатель ВК-1Ф является воздушно-реактивным компрессорным газотурбинным двигателем, форсированным за счет сжигания дополнительного топлива за турбиной (фиг. 44 и 45).

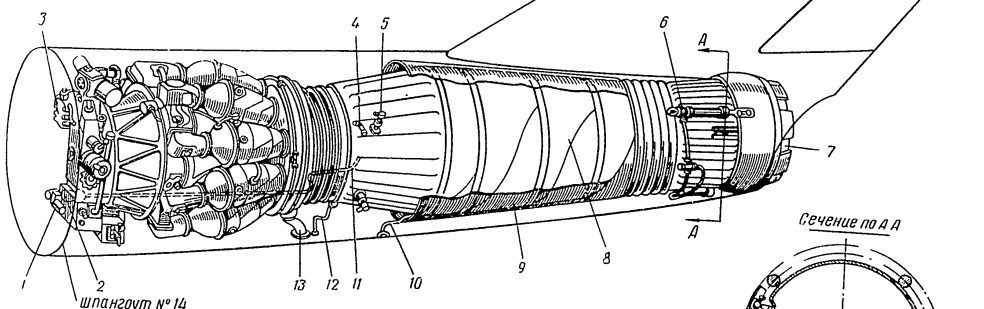
В отличие от обыкновенного реактивного двигателя реактивный двигатель, снабженный форсажной камерой для сжигания дополнительного количества топлива за турбиной, имеет следующие режимы работы:

- 1) режимы без включения форсажной камеры и сжигания дополнительного топлива, при которых двигатель работает как обычный реактивный двигатель;
- 2) режим форсированный с включением подачи дополнительного топлива, сжигаемого за турбиной в форсажной камере.

Двигатель ВК-1Ф состоит из следующих основных узлов:

- 1) центробежного компрессора с двусторонним входом воздуха;
- 2) девяти прямоточных камер сгорания;
- 3) одноступенчатой газовой турбины;
- 4) форсажной камеры с управляемым соплом;
- 5) двух коробок приводов: для агрегатов двигателя и для самолетных агрегатов.

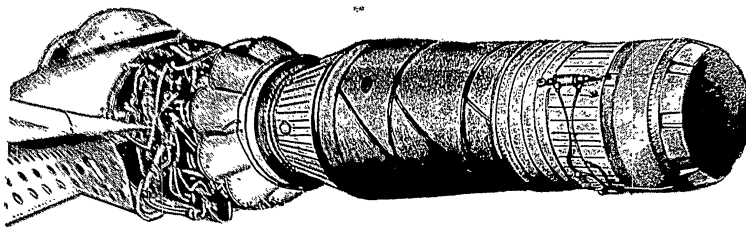
Компоновка двигателя ВК-1Ф в основном соответствует компоновке двигателя ВК-1А.



Фиг. 44. Двигательная установка (с форсажной камерой).
1—электромагнит МГ-2; 2—распределитель давления АРТ-14А; 3—насос подачи топлива ПН-9МА; 4—пусковая свеча; 5—термопара; 6—гидроцилиндр управления соплом; 7—регулируемое сопло; 8—форсажная камера; 9—кожух обдува камеры; 10—трубка слива из форсажной камеры; 11—форсунка; 12—трубка слива из телескопического соединения форсажной камеры; 13—патрубок выхода охлаждающего воздуха.

В топливную систему, коробку приводов, коробку коллектора с форсунками, корпус турбины и коллектор объединяющей системы двигателя внесены конструктивные изменения, связанные с установкой форсажной камеры.

коллектор с форсунками, расположенный в кольцевом стабилизаторе в конце диффузорной части форсажной камеры. Форсунки направлены против потока газа, что улучшает распыл и дает возможность лучше подготовить смесь к сгоранию.



Фиг. 45. Общий вид установки двигателя ВК-1Ф с форсажной камерой.

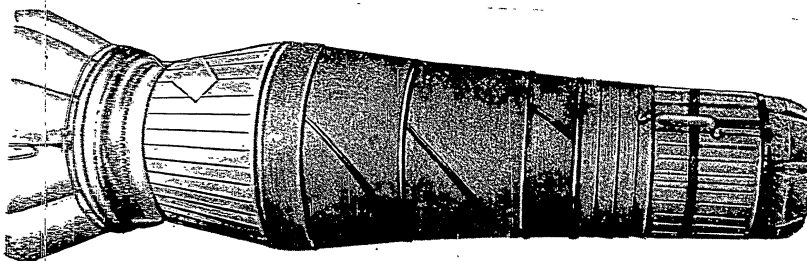
Форсажная камера (фиг. 46—47) крепится к корпусу турбины двигателя; соединение — телескопическое, компенсирующее разность деформаций двигателя и форсажной. Телескопическое соединение зафиксировано в нижней части топливосборным лотком со сливной трубой.

Система дополнительного количества топлива в форсажной камере дает прирост тяги, который составляет 25—28%, тяги взлетного режима двигателя.

Форсажная камера состоит из двух частей: диффузорной и удлинительной. Удлинительная часть

Начальное воспламенение смеси производится от пусковых форсунок при помощи запальной свечи, установленной в днище конуса; затем топливная смесь сжигается непрерывно благодаря высокой температуре в форсажной камере. Топливная система и система зажигания форсажной камеры независимы от основных систем двигателя.

На двигателе ВК-1Ф установлены топливные насосы: ПН-9МА, обеспечивающий работу двигателя (имеет всережимный регулятор оборотов и топливный кран; насос поддерживает заданные обороты независимо от высоты и скорости полета), и



Фиг. 46. Форсажная камера двигателя ВК-1Ф (вид сбоку слева).

заканчивается регулируемым соплом (фиг. 48). Имеется гидравлическое управление соплом. Регулируемое сопло позволяет изменять площадь выходного сечения при работе с форсажем и без него.

В диффузорной части форсажной камеры происходит понижение скорости газового потока, воспламенение и сжигание основной массы дополнительного топлива. В удлинительной части происходит догорание топлива и нарастание скорости газов.

Схема управления форсажем приведена на фиг. 49.

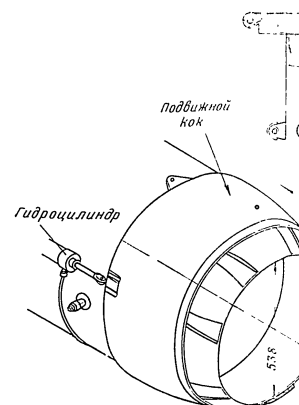
Топливо в форсажную камеру подается через

ПН-14А, обеспечивающий работу форсажной камеры (имеет баростатический регулятор подачи топлива). Оба насоса работают независимо друг от друга. Общим для двух отдельных топливных систем является только топливный фильтр.

Распределение топлива по топливным коллекторам камер сгорания двигателя ВК-1Ф осуществляется с помощью агрегата АРТ-8. Управление подачей топлива к топливному коллектору форсажной камеры, а также управление гидравлической системой регулируемого сопла и системой зажигания производится при помощи топливного крана



Фиг. 47. Соединение форсажной камеры.

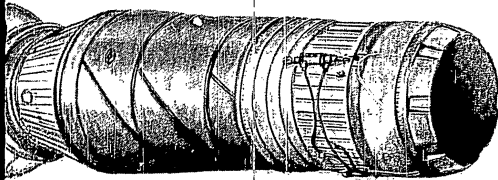


Минимальное выходное сечение сопла. Фиг. 48.

АРТ-14А, заблокированного с автоматическим выключателем системы зажигания и гидравлической системы управления регулируемым соплом. Топливный кран АРТ-14А управляется при помощи электропривода МГ-2.

Коробка приводов двигателя ВК-1Ф по сравнению с коробкой двигателя ВК-1А конструктивно упрощена и рассчитана на установку топливного

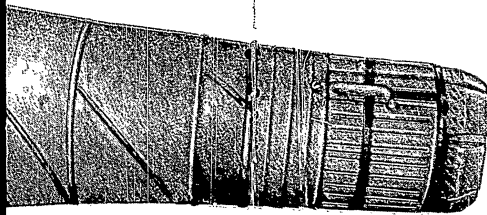
коллектор с форсунками, расположенный в кольцевом стабилизаторе в конце диффузорной части форсажной камеры. Форсунки направлены против потока газа, что улучшает распыл и дает возможность лучше подготовить смесь к сгоранию.



Форсунки двигателя ВК-1Ф с форсажной камерой.

Начальное воспламенение смеси производится от пусковых форсунок при помощи запальной свечи, смесь сжигается непрерывно благодаря высокой температуре в форсажной камере. Топливная система зажигания форсажной камеры независима от основных систем двигателя.

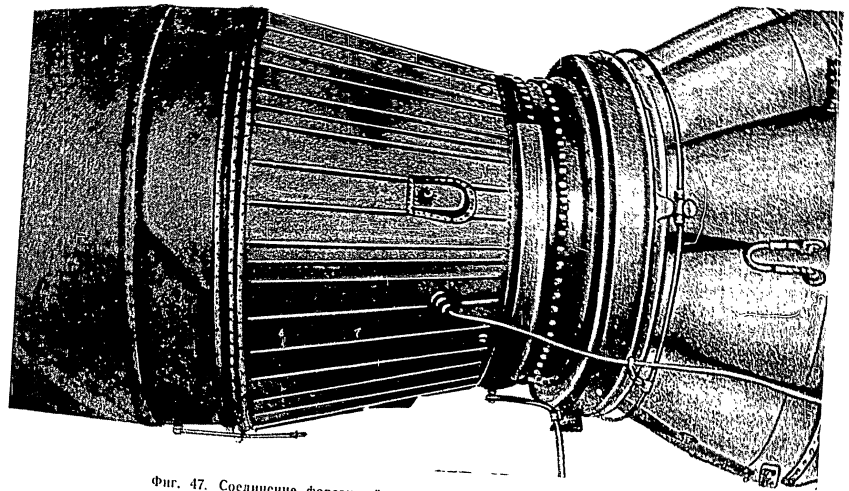
На двигателе ВК-1Ф установлены топливные насосы ПН-9МА, обеспечивающий работу двигателя (имеет всережимный регулятор оборотов и топливный кран; насос поддерживает заданные обороты независимо от высоты и скорости полета), и



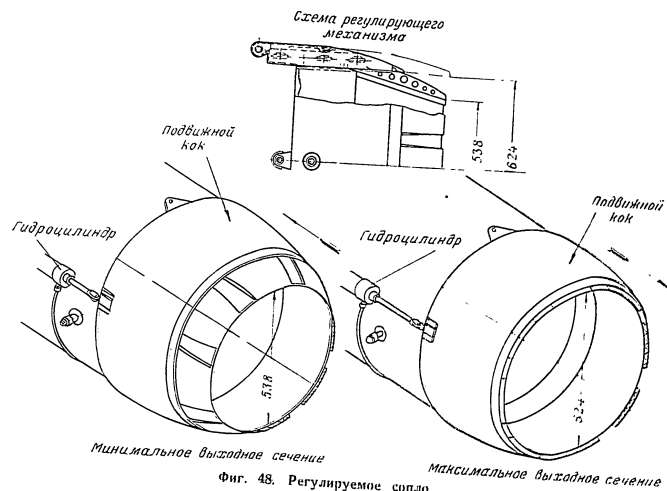
Насос (двигателя ВК-1Ф (вид сбоку слева).

ПН-14А, обеспечивающий работу форсажной камеры (имеет баростатический регулятор подачи топлива). Оба насоса работают независимо друг от друга. Общим для двух отдельных топливных систем является только топливный фильтр.

Распределение топлива по топливным коллекторам камер сгорания двигателя ВК-1Ф осуществляется с помощью агрегата АРТ-8. Управление подачей топлива к топливному коллектору форсажной камеры, а также управление гидравлической системой регулируемого сопла и системой зажигания производится при помощи топливного крана



Фиг. 47. Соединение форсажной камеры с корпусом турбины двигателя.



Фиг. 48. Регулируемое сопло.

АРТ-14А, заблокированного с автоматическим выключателем системы зажигания и гидравлического управления регулируемым соплом. Топливный кран АРТ-14А управляется при помощи электромеханизма МГ-2.

Коробка приводов двигателя ВК-1Ф по сравнению с коробкой двигателя ВК-1А конструктивно упрощена и рассчитана на установку топливных

насосов ПН-9МА и ПН-14А. На верхнем фланце коробки приводов крепится насос ГНБ-9МА, а на нижнем — ПН-14А. Суфлярующее отверстие коробки (по полету).

На коробке маслоснасосов двигателя вместо дросельного крана крепится распределитель АРТ-14А и связанный с ним муфта электромеханизма МГ-2.

2. ПРИНЦИП РАБОТЫ ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ

Сжигание дополнительного количества топлива в форсажной камере осуществляется по принципу сжигания топлива в прямоточных воздушно-реактивных двигателях.

Топливо, предназначенное для сжигания в форсажной камере, впрыскивается 24-мя форсунками в направлении против потока газа, выходящего из турбины, и двумя пусковыми форсунками под углом в 45° к оси двигателя.

Стабилизация процесса горения достигается срывом газового потока за кольцевым стабилизатором, установленным в конце диффузорной части форсажной камеры. Стабилизатором одновременно является и внутренний усеченный конус диффузорной части форсажной камеры.

Горение впрыскиваемого против потока топлива начинается на расстоянии приблизительно 560 мм за турбиной, непосредственно за стабилизатором, и заканчивается в основном до выхода из регулируемого сопла. Температура газа в зоне горения при этом повышается до $1300-1500^\circ\text{C}$.

Наличие в начале форсажной камеры на длине 665 мм диффузорной части с расширением по потоку газов позволяет значительно понизить скорость газового потока в зоне горения. Понижение скорости газового потока в зоне горения дает возможность при сравнительно небольшой длине форсажной камеры получить достаточную полноту сгорания и устойчивое горение.

Форсажная камера «включается», т. е. в нее впрыскивается топливо и происходит процесс горения, только периодически на короткий промежуток времени от 3 до 10 мин. в зависимости от высоты полета.

В остальное время форсажная камера выполняет функции обыкновенной реактивной трубы. В соответствии с этим условия работы форсажной камеры меняются. Для того чтобы в обоих этих случаях обеспечить одинаковые условия за турбиной, т. е. одинаковые температуры и давления газа, форсажная камера снабжена регулируемым соплом, дающим два различных проходных сечения для выходящих из сопла газов: меньшее — при выключенной подаче дополнительного топлива и большее — при включенной подаче дополнительного топлива. (При этих условиях параметры газа за турбиной остаются неизменными как при работе без форсажа, так и при работе с форсажем).

Горение дополнительного топлива за турбиной происходит с меньшим коэффициентом полезного действия, чем в основном двигателе. Это обстоятельство приводит к увеличению общего удельного расхода топлива при форсировании двигателя одновременно с увеличением его тяги. Так, при форсировании тяги на 25% удельный расход составляет до $2 \frac{\text{кг топлива}}{\text{кг тяги час}}$.

3. ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ СИСТЕМА ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ

Электрическая система форсажной камеры питается от бортовой сети постоянного тока. Эта система независима от электросистемы двигателя и предназначена для включения всех агрегатов, обеспечивающих совместную работу форсажной камеры и двигателя (см. фиг. 49 и 50).

Эта электросистема подразделяется на две части: самолетную и двигательную.

В самолетную часть системы входят следующие агрегаты:

- 1) реле РТ-40 (38М);
- 2) коробка переключения ПК-500;
- 3) подкачивающий насос (агрегат 422А) (5М);
- 4) гидроэлектромеханизм ГЭ-13М/3 (47М).

В двигательную часть системы входят следующие агрегаты:

- 1) электромеханизм МГ-2 с редуктором (45М);
- 2) автоматический выключатель (46М);
- 3) пусковая катушка (12Е);
- 4) запальная свеча.

Кроме того, в электросистему форсажной камеры входят автоматы защиты типа АЗС, микровыключатели типа КВ-6-2А, инерционные предохранители, которые размещены на левом пульте и левом электрощитке, и один микровыключатель «автоматического закрытия сопла» (за сиденьем летчика на шпангоуте № 8 фюзеляжа).

Примечание. На первых самолетах МиГ-17ПФ установлены: коробка переключения ПК-450 и агрегат 422.

РАБОТА ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ

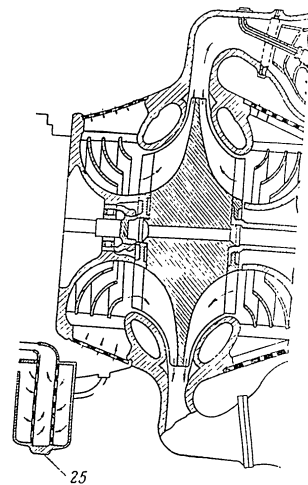
(см. фиг. 49 и 50)

Автомат защиты АЗС-5 (поз. 13) («Бустер-помпа») включает подкачивающий насос 422А (поз. 3). Автомат защиты АЗС-10 (поз. 18) («Форсаж двигателя») включает электросистему форсажной камеры.

Форсированный режим работы двигателя включается автоматически при перемещении рычага управления двигателем за упор максимальных оборотов двигателя (предусмотрен дополнительный ход); в этом случае замыкается микровыключатель КВ-6-2А (поз. 8), который установлен на секторе перед рычагом управления двигателем.

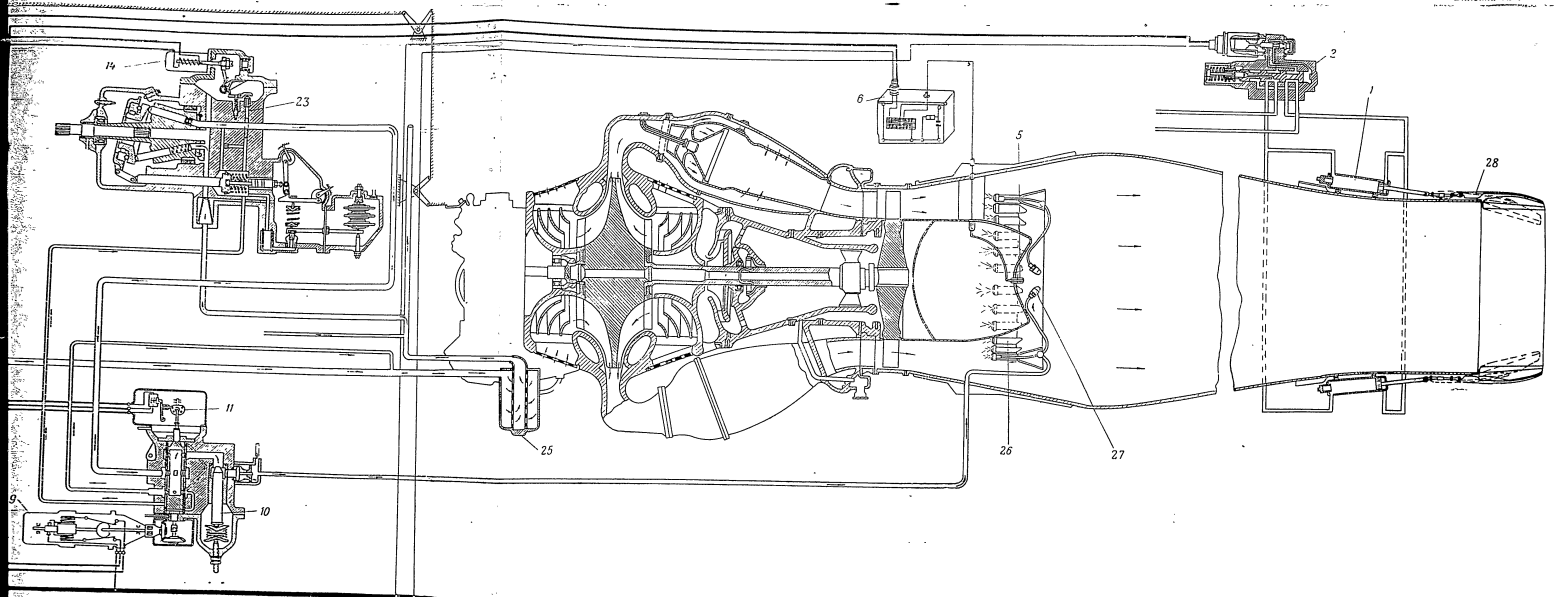
При замыкании микровыключателя 8 срабатывает реле РТ-40 (поз. 7), включая электродвигатель МГ-2 (поз. 9) и контактор коробки ПК-500. Электродвигатель МГ-2 открывает кран АРТ-14А, включая подачу топлива в топливную систему форсажной камеры. Одновременно включается в работу автоматический выключатель 11, который находится под напряжением бортовой сети.

Контактор коробки ПК-500 переключает агрегат 422А на вторую ступень — «Форсажный режим», т. е. подкачивающий насос увеличивает обороты и производительность. Автоматический выключатель 11 замыкает цепи питания пусковой катушки зажигания



ла (37М); 18—АЗС-10 «Форсаж двигателя»; инерционный предохранитель ИП-15; закрыватель сопла (54М); 21—инерционный предохранитель; 22—инерционный предохранитель; насос ПН-14А; 24—дифферен-

Вставка № 3



Фиг. 40. Схема управления форсажем.

АВТ-14А; 11—автоматический выключатель для включения КПП-1А и ГА-13М/3 (46М); 12—рычаг двигателя; 13—АЭС-5 «Подкачивающий насос» (Бустер-помпа) (7М); 14—сол-ноидный клапан аварийного выключения форсажа (52М); 15—АЭС-5 «Аварийное выключение форсажа» (53М); 16—сигнальная лампочка «Форсаж выключен» (46М); 17—вы-ключатель открытия сопла (37М); 18—АЭС-10 «Форсаж двигателя» (34М); 19—инерционный предохранитель ИП-15 (56М); 20—микровыключатель КВ-6А блокировки положения рычага сектора газа и закрытия сопла (54М); 21—инерционный предохранитель ИП-5; 22—инерционный предохранитель ИП-50; 23—топливный насос ПН-14А; 24—дифферен-

циальное минимальное реле ДМР-100; 25—топливный фильтр низкого давления; 26—рабочие форсунки форсажной камеры; 27—пусковые форсунки; 28—регулируемое сопло. Примечание. Позиции, указанные в скобках, соответствуют позициям принципиальной фиарной электро-схемы самолета (см. фиг. 74).

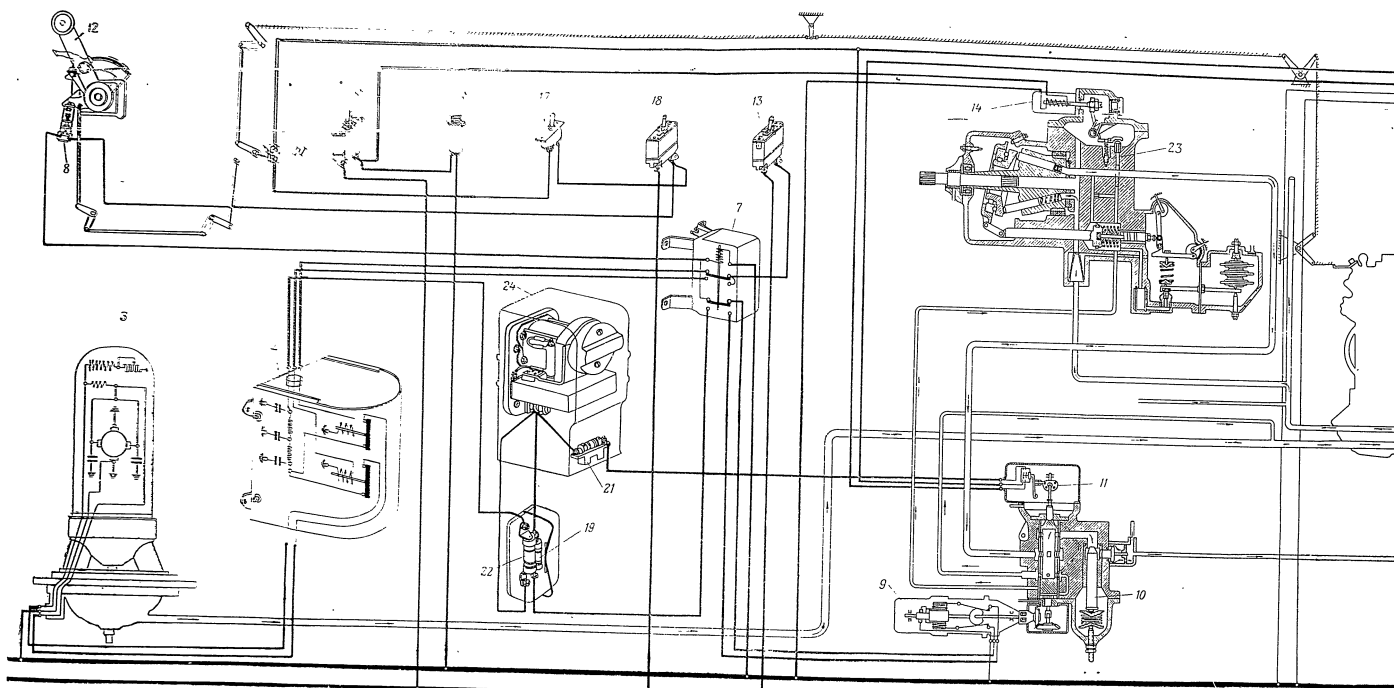


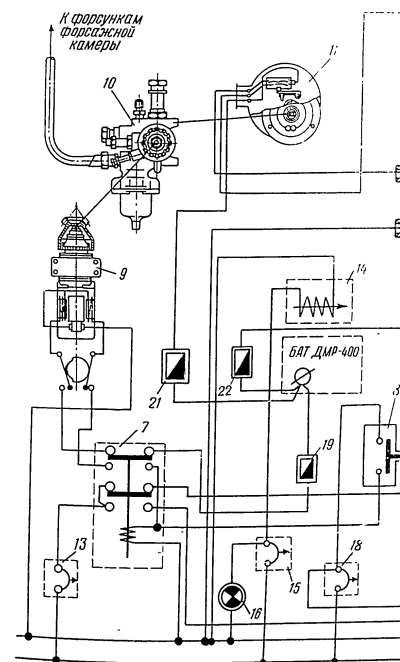
Fig. 49. Scheme of fuel injection control.

1—hydraulic control cylinder; 2—hydraulic-electric relay; 3—fuel pump; 4—switching box; 5—ignition switch; 6—ignition coil; 7—relay; 8—ignition coil; 9—ignition coil; 10—ignition coil; 11—ignition coil; 12—ignition coil; 13—ignition coil; 14—ignition coil; 15—ignition coil; 16—ignition coil; 17—ignition coil; 18—ignition coil; 19—ignition coil; 20—ignition coil; 21—ignition coil; 22—ignition coil; 23—ignition coil; 24—ignition coil.

и соленоида электромагнитного крана Г (поз. 2). Автоматический выключатель 11 отрегулирован таким образом, что зажигание включается с некоторым опережением относительно открытия топливного крана АРТ-14А и регулируемого сопла.

Пусковая катушка зажигания находится под напряжением в течение 4—5 сек. После этого питание пусковой катушки размыкается, а соленоид электромагнитного крана 2 остается под напряжением до момента выключения форсажа. Электромагнитный кран ГА-13М/3 при включении регулирует подачу гидросмеси к цилиндрам регулируемого сопла. Поршни перемещаются при этом в сторону раскрытия регулируемого сопла.

Выключение форсажа производится с помощью рычага управления двигателем в положении «Выход». В этом случае датчик 422А переключается на первую ступень нормального режима работы двигателя.



Фиг. 50. Схема электроснабжения двигателя. 1—гидроцилиндры управления соплом; 2—гидроэлектронный кран ГА-13М/3 (47М); 3—подкачивающий насос 422А; 4—коробка переключения ТК-500; 5—запальная свеча; 6—пусковая катушка (12Е); 7—реле РТ-40 (38М); 8—механизм МГ-2 с редуктором (45М); 9—кран АРТ-14А (14Е); 10—автоматический выключатель для включения КПП; 11—гидроцилиндр управления соплом; 12—рычаг двигателя; 13—АЗС-5 «Буксирная» (7М); 14—соленоидный клапан аварийного выключения форсажа (52М); 15—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 16—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 17—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 18—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 19—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 20—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 21—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 22—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 23—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 24—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 25—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 26—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 27—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 28—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 29—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 30—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 31—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 32—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 33—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 34—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 35—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 36—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 37—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 38—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 39—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 40—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 41—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 42—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 43—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 44—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 45—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 46—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 47—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 48—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 49—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 50—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 51—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 52—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 53—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 54—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 55—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 56—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 57—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 58—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 59—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 60—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 61—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 62—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 63—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 64—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 65—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 66—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 67—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 68—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 69—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 70—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 71—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 72—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 73—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 74—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 75—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 76—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 77—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 78—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 79—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 80—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 81—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 82—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 83—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 84—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 85—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 86—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 87—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 88—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 89—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 90—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 91—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 92—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 93—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 94—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 95—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 96—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 97—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 98—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 99—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М); 100—АЗС-5 «Аварийное выключение форсажа» (52М).

и соленоида электромагнитного крана ГА-13М/3 (поз. 2). Автоматический выключатель 11 отрегулирован таким образом, что зажигание включается с некоторым опережением относительно полного открытия топливного крана АРТ-14А и регулируемого сопла.

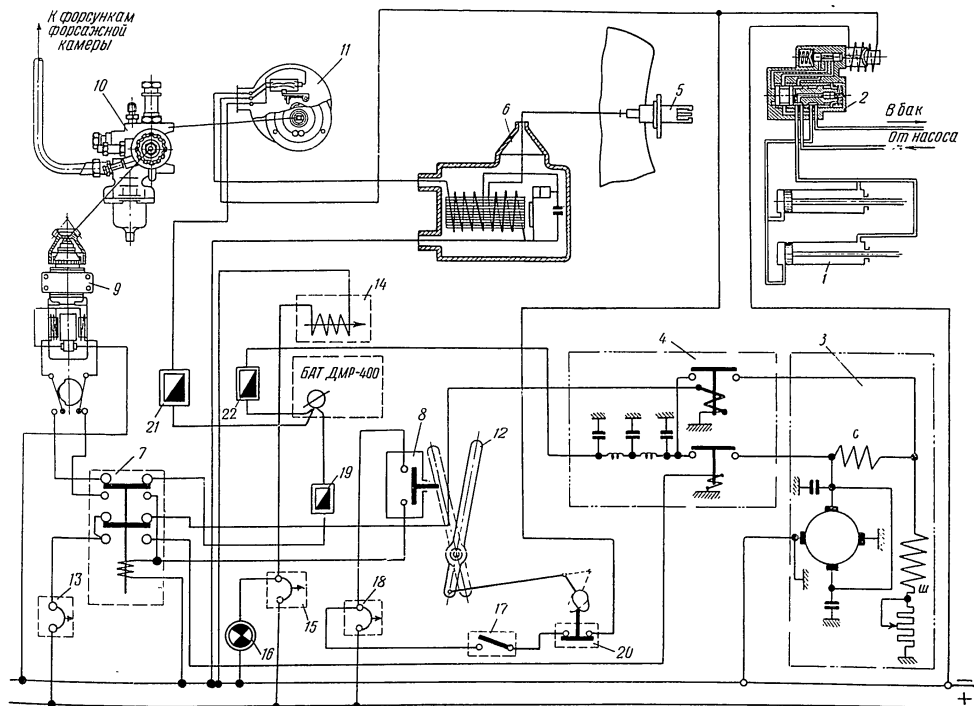
Пусковая катушка зажигания находится под напряжением в течение 4—5 сек. После этого цепь питания пусковой катушки размыкается, а соленоид электромагнитного крана 2 остается под напряжением до момента выключения форсажа. Электромагнитный кран ГА-13М/3 при выключении работает на подачу гидросмеси к цилиндрам регулируемого сопла. Поршни перемещаются при этом до упора в сторону раскрытия регулируемого сопла.

Выключение форсажа производится установкой рычага управления двигателем в положение максимальных оборотов двигателя. В этом случае агрегат 422А переключается на первую степень — режим нормальной работы двигателя.

Обратный ход электромеханизма МГ-2 осуществляется подачей питания от аккумулятора через инерционный предохранитель 19, который выключает электромагнитный кран ГА-13М/3 на уборку цилиндров и закрытие сопла до минимального проходного сечения.

Аварийное выключение форсажной камеры осуществляется путем включения автомата защиты 15, смонтированного на левом электроштитке. При включении автомата защиты срабатывает соленоид 14, устанавливая наклонную шайбу насоса ПН-14А на минимальную подачу топлива, а кран АРТ-14А остается открытым. В этот момент загорится сигнальная лампа «Форсаж выключен» 16. Сопло остается в открытом положении, при этом топливо в форсажную камеру подается насосом в количестве 300—470 л/час.

Сопло имеет независимое электрическое управление. Для этого в цепи управления электромагнит-



Фиг. 50. Схема электрооборудования форсажной камеры.

1—гидроцилиндры управления соплом; 2—гидроэлектрокран ГА-13М/3 (47М); 3—подкачивающий насос 422А (5М); 4—коробка переключения ПК-500; 5—запальная свеча; 6—пусковая катушка (12Е); 7—реле РТ-40 (38М); 8—микро-выключатель включения форсажа КВ-6-2А (14Е); 9—электро-механизм МГ-2 с редуктором (45М); 10—кран АРТ-14А; 11—автоматический выключатель для включения КТМ-1А и ГА-13М/3 (46М); 12—рычаг двигателя; 13—АЗС-5 «Бустер-помпа» (7М); 14—соленоидный клапан аварийного выключения форсажа (52М); 15—АЗС-5 «Аварийное выключение

форсажа» (53М); 16—сигнальная лампочка «Форсаж выключен» (48М); 17—выключатель открытия сопла (37М); 18—АЗС-10 «Форсаж двигателя» (34М); 19—инерционный предохранитель ИП-15 (56М); 20—микровыключатель КВ-6А блокировки положения рычага сектора газа и закрытия сопла (54М); 21—инерционный предохранитель ИП-5; 22—инерционный предохранитель ИП-50.

Примечание. Позиции, указанные в скобках, соответствуют позициям на принципиальной фидерной электросхеме самолета (см. фиг. 74).

ным краном сопла смонтирован выключатель сопла 17, которым открывается сопло при продолжительной гонке двигателя на земле и перед остановкой двигателя с целью охлаждения.

Если при взлете не выключен выключатель сопла

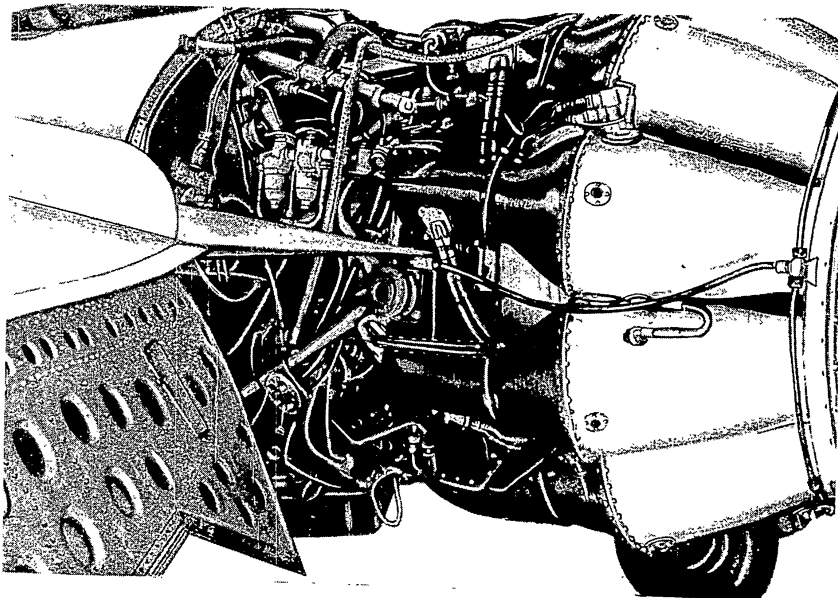
17, то цепь открытия сопла автоматически будет прервана микровыключателем КВ-6А (поз. 20) при движении рычага управления двигателем в диапазоне от 35 до 60°. В этом диапазоне сопло автоматически будет закрываться.

4. КРЕПЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ И ФОРСАЖНОЙ КАМЕРЫ

Двигатель ВК-1Ф на самолете МиГ-17ПФ укреплен аналогично креплению двигателя на самолетах МиГ-15 и МиГ-17, за исключением подвески форсажной камеры в хвостовой части фюзеляжа.

Двигатель крепится к раме подвески ферменной конструкции, сваренной из хромансильевых труб и закрепленной на шпангоуте № 13 носовой части фюзеляжа (фиг. 51). При отстыкованной хвостовой части фюзеляжа двигатель остается подвешенным на носовой части.

Кроме того, форсажная камера крепится к планеру самолета в хвостовой части фюзеляжа. Позади шпангоута № 30 в хвостовом обтекателе фюзеляжа смонтированы направляющие рельсы — узлы для крепления форсажной камеры, выполненные в форме желобов — один с круглым сечением и другой с прямоугольным сечением канала. Ответные узлы крепления на форсажной камере выполнены в виде хромансильевых роликовых опор; левый ролик — шаровой, правый ролик — цилиндрический. Тепло-



Фиг. 51. Крепление двигателя (вид сбоку сзади).

Двигатель крепится за корпус компрессора в четырех точках за две цапфы, расположенные на 105 мм ниже оси двигателя, и за два ушка, расположенные в верхней части двигателя.

Форсажная камера крепится к корпусу турбины двигателя с помощью телескопического соединения.

вые расширения форсажной камеры в поперечном направлении погашаются за счет предусмотренных зазоров в нижнем правом узле, а в продольном направлении компенсируются за счет перемещения обоих роликовых опор вдоль направляющих узлов рельсов (фиг. 52).

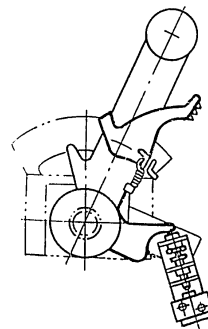
5. РЫЧАГ УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ

Рычаг управления двигателем смонтирован на секторе (колонке рычагов) левого пульта в кабине (фиг. 53 и 54).

С помощью рычага управления двигателем можно установить основные режимы работы двигателя ВК-1Ф:

- 1) нормальные режимы работы двигателя при положениях рычага от «Малый газ» до «Полный газ»;
- 2) форсажный режим работы двигателя при положении рычага «Форсаж» — с этой целью рычагу обеспечен дополнительный ход за упором полного газа двигателя,

1 — направляющая пр
«Полный газ»



Фиг. 53. Элементы управления на рычаге управления
1 — гашетка; 2 — зуб гашетки; 3 — двигатель; 5 — микро

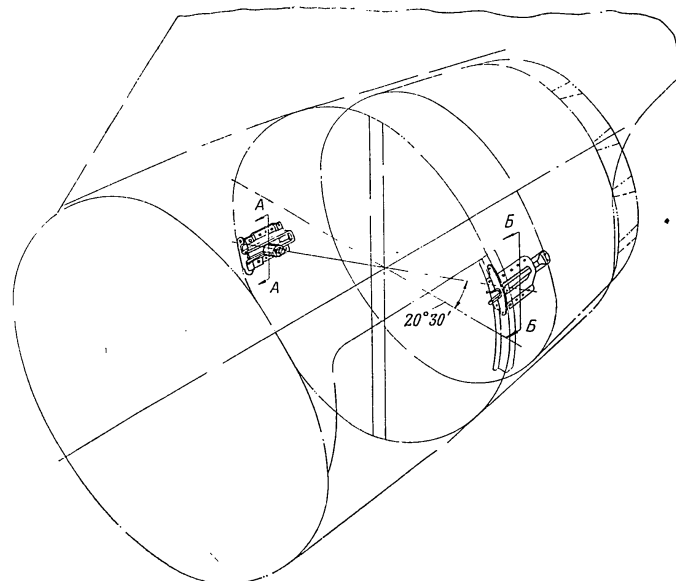
Рычаг управления двигателем смонтирован на секторе (колонке рычагов) левого пульта в кабине (фиг. 53 и 54). С помощью рычага управления двигателем можно установить основные режимы работы двигателя ВК-1Ф:

На рычаге имеется кулачковый механизм, который управляет микровыключателем в положении «Полный газ» для остановки двигателя на земле.

ния сопла автоматически будет
плателем KB-6A (поз. 20) при
правления двигателем в диапа-
3 этом диапазоне сопло автома-
иваться.

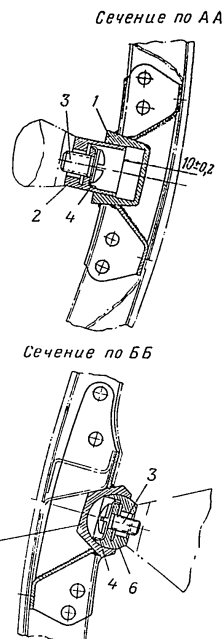
КАМЕРЫ

ная камера крепится к планеру
й части фюзеляжа. Позади
востовом обтекатель фюзеляжа
вляющие рельсы — узлы для
й камеры, выполненные в фор-
е круглым сечением и другой
еннем канала. Ответные узлы
ной камере выполнены в виде
ковых опор; левый ролик —
лик — цилиндрический. Тепло-



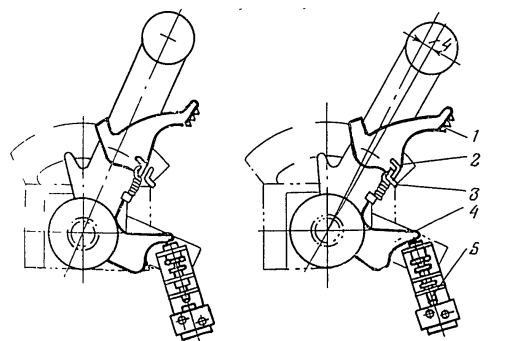
Фиг. 52. Узлы крепления форсажной камеры к фюзеляжу.

1 — направляющая правая; 2 — ролик; 3 — винт; 4 — контрольная шайба; 5 — направляющая левая; 6 — сфера.



Положение рычага
„Полный газ“

Положение рычага
„Форсаж включен“

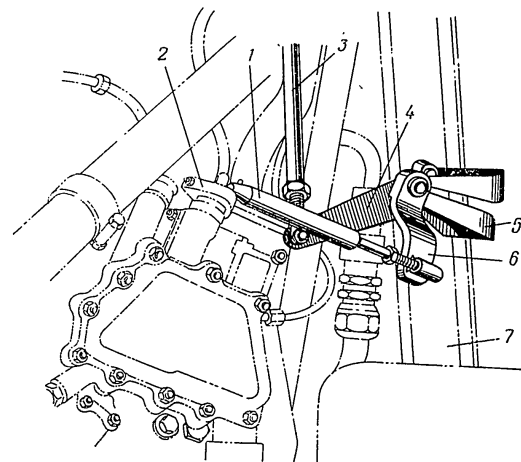


Фиг. 53. Элементы управления форсажной камерой на рычаге управления двигателем.

1 — гашетка; 2 — зуб гашетки; 3 — упор; 4 — рычаг управления двигателем; 5 — микровыключатель KB-62A.

Рычаг управления двигателем представляет собой пластинку из дуралюмина, на которой расположены ось ручки управления прицелом АСП-3НМ; пусковая кнопка; кнопка радиопередатчика; два стопора: один — для стопорения ручки управления прицелом, а второй — для упора рычага в положении «Малый газ».

На рычаге имеется кулачок для включения микровыключателя в положение «Малый газ» при запуске двигателя на земле. Кроме того, рычаг управ-



Фиг. 54. Управление дроссельным краном.

1 — пружинная тяга; 2 — насос подачи топлива ПН-9МА; 3 — тяга от сектора газа; 4 — качалка; 5 — кронштейн; 6 — качалка; 7 — шпангоут № 13.

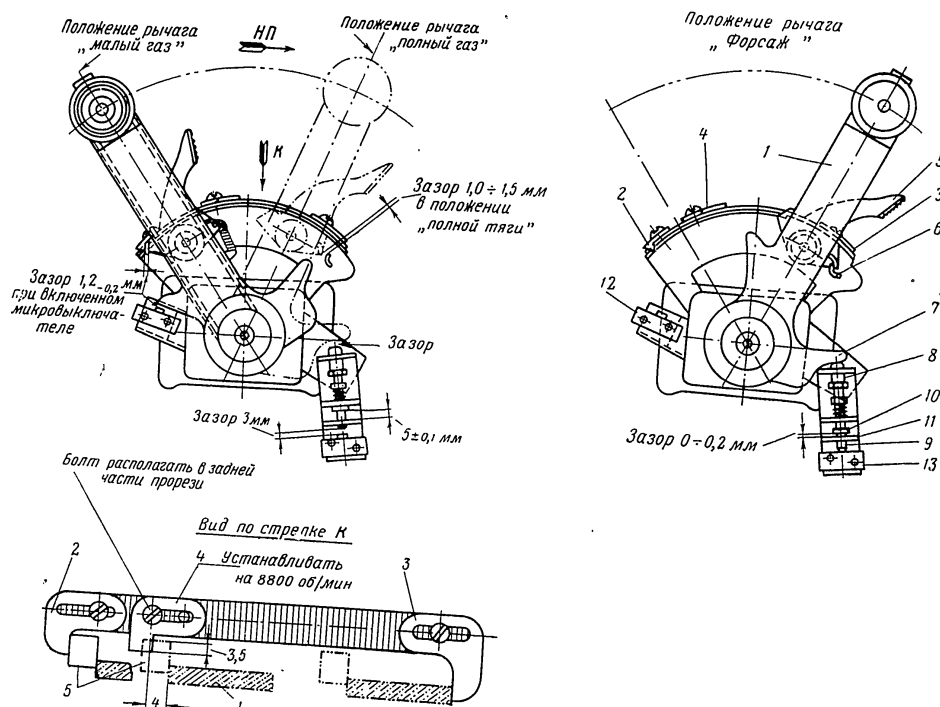
ления двигателем в отличие от самолетов МиГ-15бис и МиГ-17 имеет гашетку с пружиной и зубом, а также профилированный кулачок для включения микровыключателя KB-6-2A электросистемы форсажа.

На секторе (колонке рычагов) имеются упоры; в

один упирается зуб гашетки при положении рычага «Полный газ», а в другой—промежуточный упор—упирается гашетка рычага при движении на уборку газа из положения «Полный газ» (фиг. 55).

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. Для предохранения камеры от сжатия (сминания) при полетах с выключен-

ным форсажем на больших приборных скоростях (свыше 800 км/час) рычаг управления двигателем необходимо устанавливать впереди промежуточного упора, обеспечивающего необходимое число оборотов двигателя (упор отрегулирован на земле на 8800 об/мин).



Фиг. 55. Схема работы сектора газа.

1—рычаг сектора; 2—упор малого газа; 3—упор форсажа; 4—промежуточный упор; 5—гашетка; 6—упор фиксации форсажа; 7—кулачок рычага сектора; 8—головка нажимно-

го устройства; 9—шток нажимного устройства; 10—ограничительная гайка; 11—выступ кронштейна; 12—микровыключатель запуска; 13—микровыключатель включения форсажа

6. УПРАВЛЕНИЕ ДВИГАТЕЛЕМ И ФОРСАЖНОЙ КАМЕРОЙ

Управление двигателем (фиг. 56) состоит из управления дроссельным краном или рычагом все-режимного регулятора насоса ПН-9МА, стоп-краном и электрической системы управления форсажной камерой. Управление рычагом регулятора насоса ПН-9МА и стоп-краном — жесткое и состоит из системы тяг на качалках.

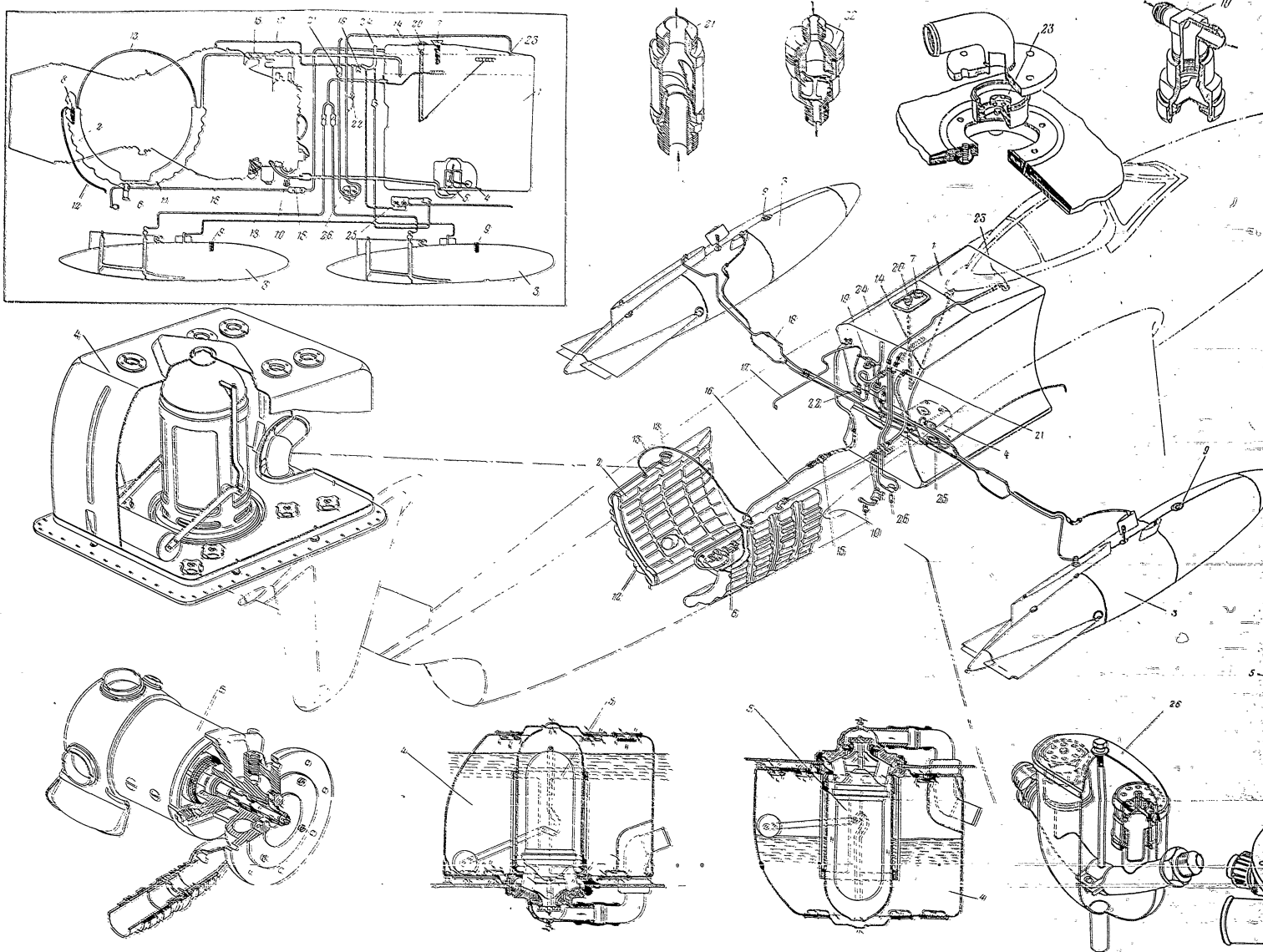
Включение форсажной камеры осуществляется дополнительным ходом рычага газа управления двигателем за упор режима максимальной тяги

При необходимости перехода на форсажный режим летчик нажимает гашетку 1 (см. фиг. 53) и передвигает рычаг вперед до зацепления зуба 2 за упор 3. Рычаг управления двигателем 4 нажимает

при этом на микровыключатель КВ6-2А (5), при включении которого осуществляется цикл включения форсажной камеры (см. работу электросистемы).

Дополнительный ход рычага управления двигателем, необходимый для включения форсажной камеры, обеспечивается тем, что тяга 1 (см. фиг. 54) имеет возможность увеличить свою длину благодаря находящейся в ней пружине. Таким образом, дальнейшее изменение положения рычага управления двигателем в кабине (при переходе на форсажный режим) не влечет за собой перемещения рычага все-режимного регулятора топливного насоса ПН-9МА, стоящего при этом на упоре.





Фиг. 38. Принципиальная и монтажная схемы топливной системы

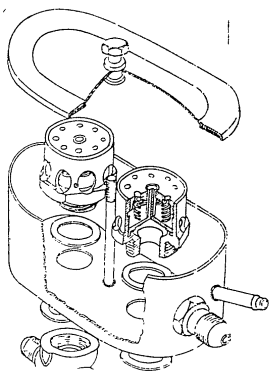
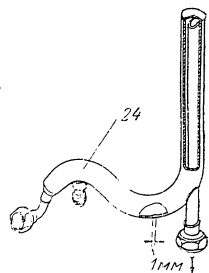
1—физический бак № 1; 2—физический бак № 2; 3—подогреватель; 4—средок сепараторных перевернуток; 5—подогреватель; 6—средок сепараторных перевернуток; 7—подогреватель; 8—подогреватель; 9—подогреватель; 10—подогреватель; 11—подогреватель; 12—подогреватель; 13—подогреватель; 14—подогреватель; 15—подогреватель; 16—подогреватель; 17—подогреватель; 18—подогреватель; 19—подогреватель; 20—подогреватель; 21—подогреватель; 22—подогреватель; 23—подогреватель; 24—подогреватель; 25—подогреватель; 26—подогреватель.

трубка сепара из топливной горелки; 13—дрожжиная трубка; 14—трубопровод дренажа и подпитки; 15—дрожжиная трубка; 16—трубопровод дренажа и подпитки; 17—трубопровод дренажа и подпитки; 18—трубопровод дренажа и подпитки; 19—трубопровод дренажа и подпитки; 20—трубопровод дренажа и подпитки; 21—трубопровод дренажа и подпитки; 22—трубопровод дренажа и подпитки; 23—трубопровод дренажа и подпитки; 24—трубопровод дренажа и подпитки; 25—трубопровод дренажа и подпитки; 26—трубопровод дренажа и подпитки.

палье системы подпитки переднего бака; 23—защитный дренаж бака № 1 с обратным клапаном; 24—предохранительная трубка; 25—стальной клапан системы подпитки; 26—стальной клапан системы подпитки бака № 1.



Вклейка № 5



Выключение форсажной камеры производится обратным перемещением рычага управления двигателем. Гашетку 1 (см. фиг. 53) нужно снова нажать для вывода из зацепления с зубом 2. В случае отказа системы выключения форсажной камеры имеется аварийное (дублирующее) выключение при помощи автомата защиты АЗС-5, смонтированного на левом электроштыке; при его включении произ-

водительность насоса подкачки топлива в форсажную камеру ПН-14А уменьшается до минимума.

Рычаг управления стоп-краном смонтирован на отдельном кронштейне, как на самолете МиГ-17, и имеет три фиксированных положения: «Открыто» и «Закрыто» — крайние положения и «Запуск» — промежуточное положение.

7. СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ

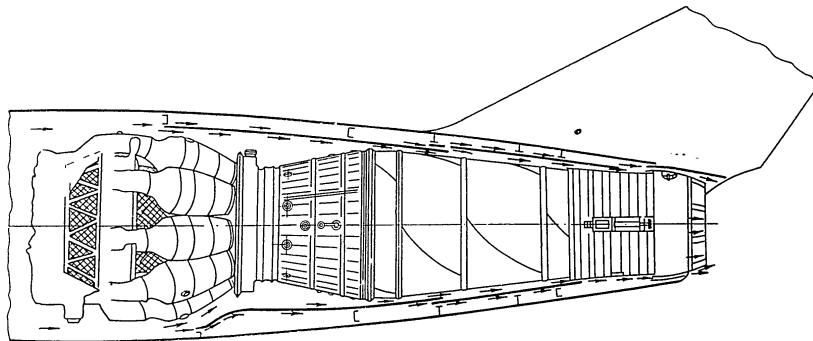
На самолете МиГ-17ПФ между форсажной камерой и обшивкой фюзеляжа установлен кожух обдува, сделанный из листового дуралюмина и стали Я1Т (см. описание фюзеляжа).

Назначением кожуха является создание необходимых щелей обдува и предохранение каркаса фюзеляжа от непосредственного теплового воздействия форсажной камеры (фиг. 57).

Кожух обдува в фюзеляже, идущий от шпангоута № 18 и заходящий за шпангоут № 28, телескопически соединяется с ограждающим кожухом на удлинительной части форсажной камеры, образуя

единую систему охлаждения форсажной камеры и фюзеляжа. Эта система состоит из щелей обдува между форсажной камерой и кожухом, между кожухом и каркасом.

В полете воздух, протекающий по обеим щелям, поступает из двигательного отсека благодаря избыточному давлению, создающемуся за счет скоростного напора. При гонке двигателя на земле течение воздуха имеет противоположное направление, что вызвано имеющимся в двигательном отсеке разрежением.



Фиг. 57. Схема охлаждения двигателя и фюзеляжа. Стрелки показывают движение потока воздуха по щелям обдува.

8. ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Топливная система имеет следующие отличительные особенности по сравнению с самолетами МиГ-17 и МиГ-15бис. Задний топливный бак имеет примерно такую же емкость, как на самолете МиГ-15бис, но конфигурация его изменена в связи с установкой форсажной камеры.

Для получения наибольшего объема поверхности баков выполнена с минимальными зазорами относительно внутреннего каркаса фюзеляжа. Крепление баков осуществляется продольными лентами, баки прижимаются к фюзеляжу по шпангоутам № 20 и 22.

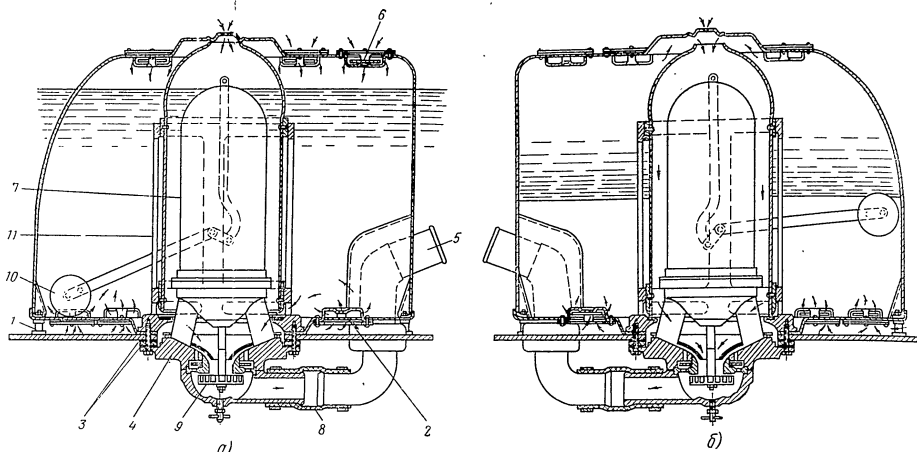
В связи с необходимостью увеличения избыточного давления на всасывании насосов ПН-9МА и ПН-14А (не менее 1 атм) в отсеке отрицательных

перегрузок переднего серийного фюзеляжного бака установлен насос 422А.

Поскольку наружные габариты подкачивающего насоса 422А больше габаритов насоса, установленного на самолете МиГ-17, изменен отсек отрицательных перегрузок при одновременном увеличении его емкости до 27 л (фиг. 58).

Изменена последовательность выработки топлива. Подача топлива из фюзеляжного бака № 2 (заднего) начинается после выработки 200 л из фюзеляжного бака № 1 (переднего) (на самолете МиГ-17 после 345 л).

Схема питания двигателя показана на фиг. 59. Система питания топливом состоит из двух фюзеляжных баков, двух подвесных баков, трубопровода и двух подкачивающих насосов.



Фиг. 58. Два положения отсека отрицательных перегрузок.

а—положение при нормальном полете; б—положение при перевернутом полете.

1—распорная втулка, 2—нижний тарельчатый клапан, 3—резиновые прокладки, 4—корпус насоса 422А; 5—патрубок; 6—верхний тарельчатый клапан, 7—кожух насоса 422А, 8—диэлектрическое соединение, 9—нагнетающее устройство, 10—топливо, 11—направляющая кожуха насоса 422А.

Общая емкость фюзеляжных баков 1415 л (бак № 1 1250 л, бак № 2 165 л). Емкость двух подвесных баков — по 400 л каждый.

Соединение баков между собой в систему осуществляется металлическими трубами из материала АМГМ и гибкими шлангами. Заливка горючего производится через горловины, имеющиеся на каждом баке (на баке № 2 с левой стороны).

Для перекачивания топлива из подвесных баков в фюзеляжный бак № 1 в подвесные баки от компрессора двигателя подводится воздух под давлением $0,4 \text{ кг/см}^2$ (заборный штуцер установлен на горловине камеры сгорания № 1 двигателя). Чтобы давление воздуха не превышало $0,4 \text{ кг/см}^2$, через предохранительные клапаны стравливается избыточное давление.

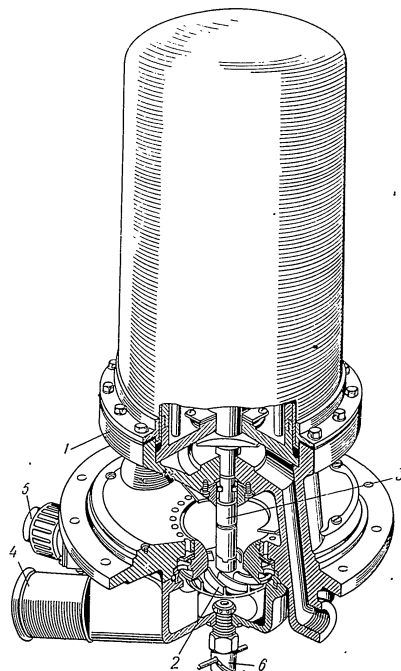
Для указания об окончании выработки топлива из подвесных баков и фюзеляжного бака № 2 установлены сигнализаторы СД-3, включающие соответствующие лампочки на доске приборов.

Чтобы обеспечить полную выработку топлива из подвесных баков и надежную работу сигнализатора СД-3, предохранительные клапаны системы подавления помещены в герметический кожух. В полость кожуха и полость статического давления сигнализатора СД-3 подведен скоростной напор через дренажную трубку, выведенную под правый залив крыла.

Таким образом, влияние скоростного напора, подведенного через дренаж в главный бак, компенсируется соответствующим повышением рабочего давления в системе подавления подвесных баков.

Дренаж фюзеляжных баков осуществляется через трубку, выведенную в атмосферу из бака № 1. Для контроля расхода топлива в баке № 1 установлен керосиномер.

Для перекачивания топлива из бака № 2 в бак № 1 служит насос ПЦР, установленный на фюзеляже перед баком № 2, а для подачи топлива к на-



Фиг. 60. Подкачивающий насос (агрегат 422А).

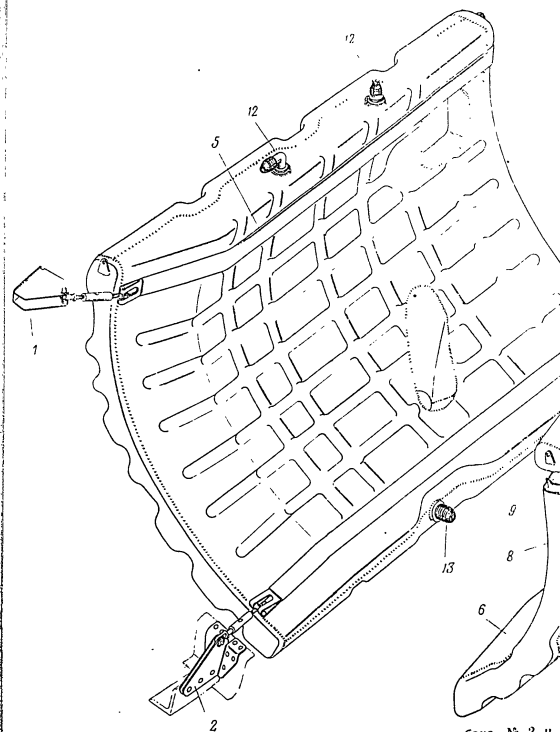
1—корпус насоса; 2—крыльчатка; 3—ось вращения крыльчатки; 4—выводной патрубок; 5—электромагнит; 6—сливной канал.

сосу двигателя в баке № 1 установлен подкачивающий насос 422А (фиг. 60).

Фюзеляжный бак № 1 — мягкий, резиновый, установлен в носовой части фюзеляжа, как и на самолете МиГ-17, между шпангоутами № 9 и 13.

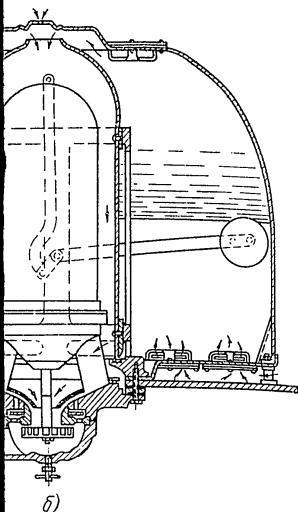
Фюзеляжный бак № 2 (фиг. 61) — сварной конструкции, изготовлен из материала АМЦ, установлен между шпангоутами № 19 и 23, выполнен в виде соединенных между собой трубопроводом в общий объем двух баков, каждый из которых состоит из обечаек, доннышек, перегородок и арматуры; заливная горловина находится на левом баке, а сливная пробка — на правом. Подход к ним обеспечивается через лючки на фюзеляже.

Обе половины бака № 2 соединены между собой и с баком № 1 дренажными трубками. Бак № 2 крепится к фюзеляжу металлическими продольными лентами. Ленты заделаны на шпангоутах № 19-23 и стягиваются тендерами. Место установки бака № 2 закрывается экраном переднего кожуха обдува. Бак № 2 снимается и устанавливается при расстыкованном фюзеляже.

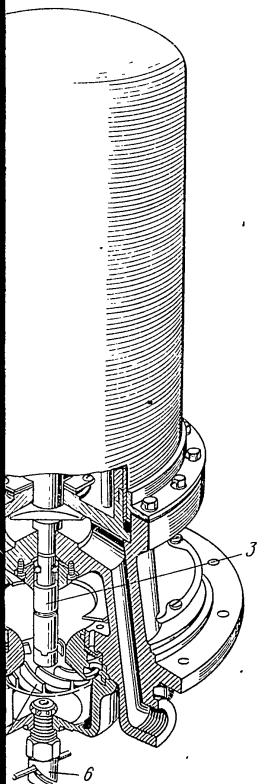


Фиг. 61. Конструкция бака № 2 и обечайка.

1—передний верхний узел крепления бака; 2—передний нижний узел крепления бака; 3—задний верхний узел крепления бака; 4—задний нижний узел крепления бака; 5—тягивная лента; 6—внутренняя обечайка бака; 7—парушная обечайка бака; 8—дренаж; 9—электромагнит; 10—дренаж; 11—дренаж; 12—штуцер.



5) — насос (агрегат 422А).
6) — электроразъем; 7) — сливной
кран.



5) — насос (агрегат 422А).
6) — электроразъем; 7) — сливной
кран.

сосу двигателя в баке № 1 установлен подкачивающий насос 422А (фиг. 60).

Фюзеляжный бак № 1 — мягкий, резиновый, установлен в носовой части фюзеляжа, как и на самолете МиГ-17, между шпангоутами № 9 и 13.

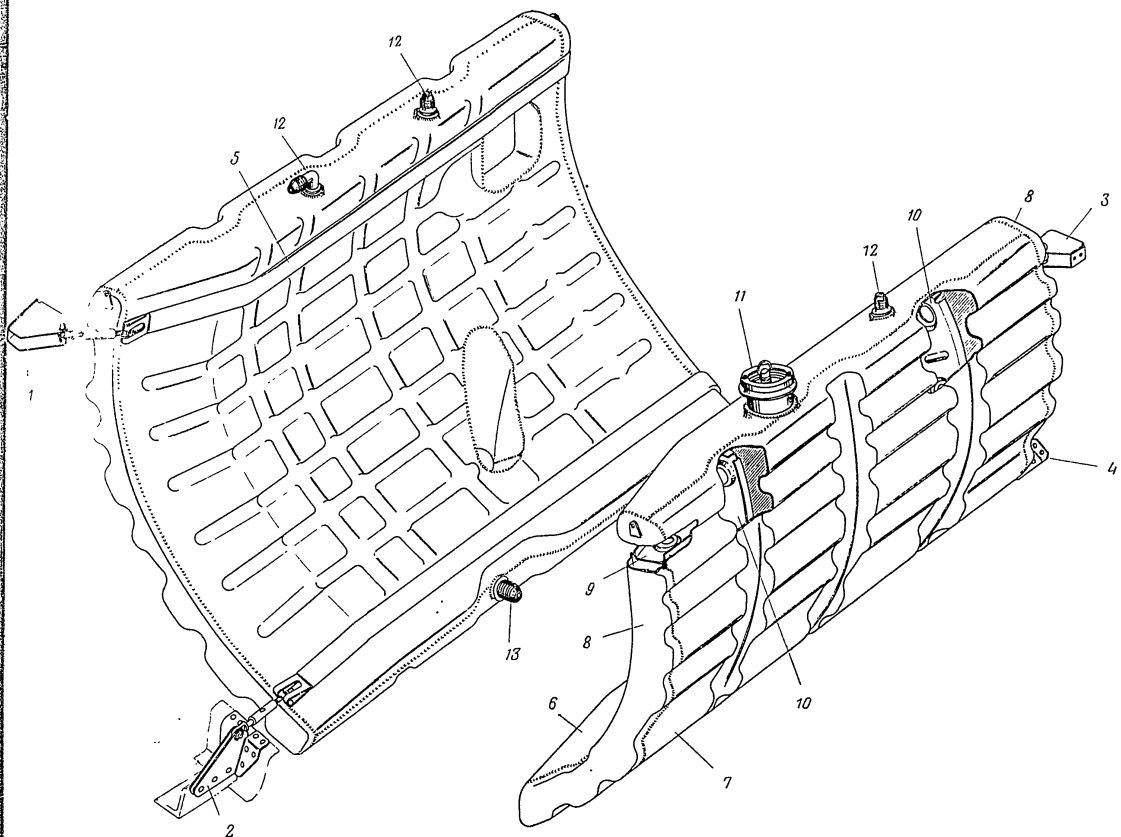
Фюзеляжный бак № 2 (фиг. 61) — сварной конструкции, изготовлен из материала АМЦ, установлен между шпангоутами № 19 и 23, выполнен в виде соединенных между собой трубопроводом в общий объем двух баков, каждый из которых состоит из обечаек, доннышек, перегородок и арматуры; заливная горловина находится на левом баке, а сливная пробка — на правом. Подход к ним обеспечивается через лючки на фюзеляже.

Обе половины бака № 2 соединены между собой и с баком № 1 дренажными трубками. Бак № 2 крепится к фюзеляжу металлическими продольными лентами. Ленты заделаны на шпангоутах № 19—23 и стягиваются тендерами. Место установки бака № 2 закрывается экраном переднего кожуха обдува. Бак № 2 снимается и устанавливается при рассекании фюзеляжа.

СИСТЕМА ПОДДАВЛИВАНИЯ ТОПЛИВА В ФЮЗЕЛЯЖНЫХ БАКАХ

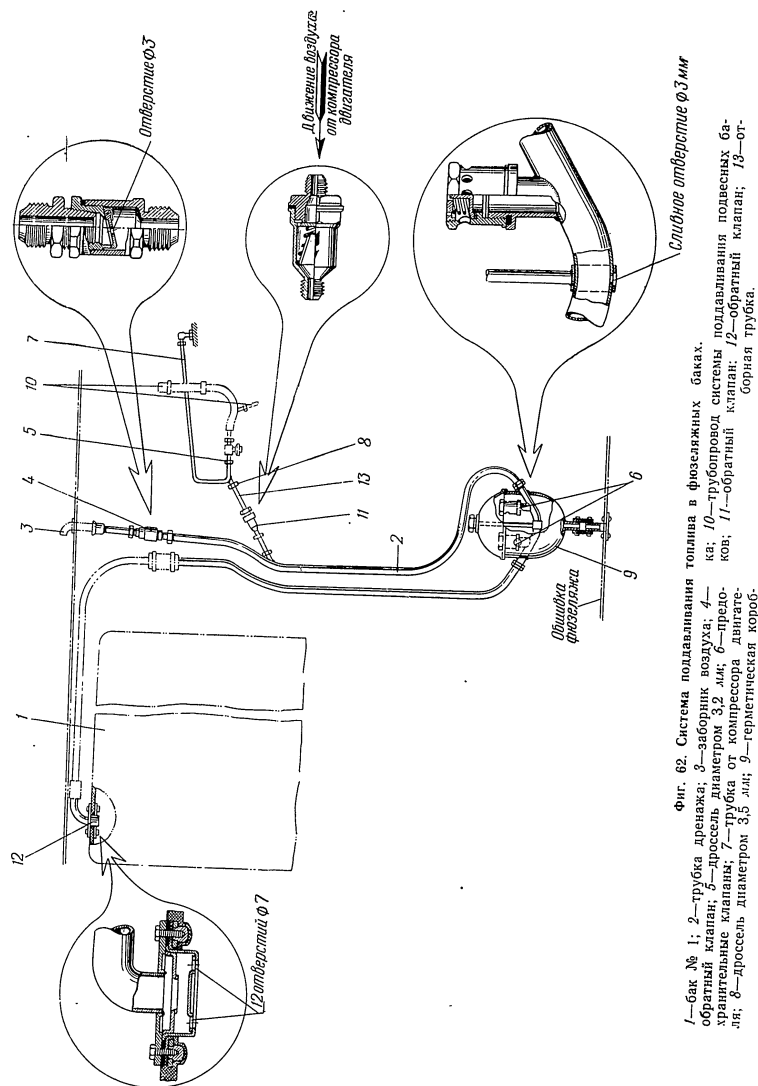
Примененная на самолетах МиГ-17ПФ система поддавливания топлива в фюзеляжных баках от компрессора двигателя дополняет собой существующую систему наддува баков от скоростного напора через дренажную систему. Поддавливание предназначено для повышения работоспособности насоса 422А и для обеспечения устойчивости работы двигателя при полетах на больших высотах и на практическом потолке.

Поддавливание топлива в фюзеляжных баках производится воздухом, отбираемым от компрессора двигателя. Система поддавливания (фиг. 62) состоит из отборной трубки 13 с обратным клапаном 11; обратного клапана 4, установленного в дренажной трубке первого фюзеляжного бака; двух предохранительных клапанов 6, установленных на дренажной трубке первого фюзеляжного бака; обратного клапана 12 с отверстиями и прорезями, установленного в баке № 1.



Фиг. 61. Конструкция бака № 2 и его крепление.

1—передний верхний узел крепления бака; 2—передний нижний узел крепления бака; 3—задний верхний узел крепления бака; 4—задний нижний узел крепления бака; 5—тяжная лента; 6—внутренняя обечайка бака; 7—наружная обечайка бака; 8—доннышко бака; 9—продольная перегородка; 10—поперечная перегородка; 11—заливная горловина; 12—штуцеры дренажа бака; 13—штуцер соединения баков.



Фиг. 62. Система подкачки топлива в фюзеляжных баках.
1—бак № 1; 2—трубка дренажа; 3—заборник воздуха; 4—обратный клапан; 5—дрессель диаметром 3,2 мм; 6—предохранительный клапан; 7—трубка от компрессора двигателя; 8—дрессель диаметром 3,5 мм; 9—герметическая коробка; 10—трубопровод системы подкачки топлива; 11—обратный клапан; 12—обратный клапан; 13—отборная трубка.

Сжатый воздух для подкачки топлива в фюзеляжных баках поступает из трубопроводов системы подкачки подвесных баков по отборной трубке 13 (с обратным клапаном 11) в дренажную трубку 2. Величина расхода воздуха лимитируется дросселем 8 с диаметром отверстия 3,5 мм, установленным на входе в отборную трубку.

Из дренажной трубки 2 сжатый воздух поступает в бак № 1, а из него по трубопроводу дренажа в бак № 2. В дренажной трубке 2 за заборником скоростного напора воздуха установлен обратный клапан 4 (готовое изделие 670900) с просверленным в заслонке отверстием и новой пружиной.

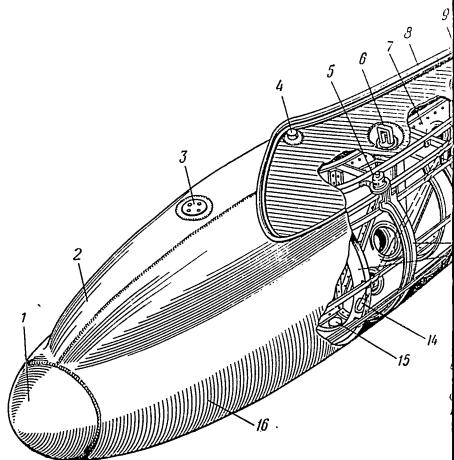
Клапан оттарирован на избыточное давление 0,05 кг/см² и служит для перекрытия дренажного трубопровода при уменьшении на больших высотах давления скоростного напора ниже давления воздуха, подаваемого в систему подкачки от компрессора двигателя.

Ограничение избыточного давления воздуха, поступающего от компрессора, осуществлено с помощью перепуска избыточного количества воздуха. Для этого в нижней петле дренажной трубки установлены два предохранительных клапана 6, отгараживающих на открытие при избыточном давлении 0,35 90 мм рт. ст.

Нижняя петля дренажной трубки и предохранительные клапаны заключены в герметическую коробку 9, из которой воздух, сжимаемый клапанами, и конденсат, поступающий из дренажной трубки через отверстие диаметром 3 мм, по отборной трубке отводятся в атмосферу.

Для предотвращения попадания конденсата скапливающегося в дренажной трубке 2, в компрессор двигателя в трубке 13 имеется обратный клапан 11.

В баке № 1 в месте подвода дренажной трубки установлен обратный клапан 12 тарельчатого типа, который не допускает попадания топлива из бака в дренажный трубопровод.



Сжатый воздух для поддавливания топлива в фюзеляжных баках поступает из трубопроводов системы поддавливания подвесных баков по отборной трубке 13 (с обратным клапаном 11) в дренажную трубку 2. Величина расхода воздуха лимитируется дросселем 8 с диаметром отверстия 3,5 мм, установленным на входе в отборную трубку.

Из дренажной трубки 2 сжатый воздух поступает в бак № 1, а из него по трубопроводу дренажа в бак № 2. В дренажной трубке 2 за заборником скоростного напора воздуха установлен обратный клапан 4 (готовое изделие 670900) с просверленным в застопке отверстием и новой пружинкой.

Клапан оттарирован на избыточное давление 0,05 кг/см² и служит для перекрытия дренажного трубопровода при уменьшении на больших высотах давления скоростного напора ниже давления воздуха, подаваемого в систему поддавливания от компрессора двигателя.

Ограничение избыточного давления воздуха, поступающего от компрессора, осуществлено путем перепуска избыточного количества воздуха. Для этого в нижней петле дренажной трубки установлены два предохранительных клапана 6, оттарированных на открытие при избыточном давлении в 80—90 мм рт. ст.

Нижняя петля дренажной трубки и предохранительные клапаны заключены в герметическую коробку 9, из которой воздух, стравливаемый клапанами, и конденсат, поступающий из дренажной трубки через отверстие диаметром 3 мм, по сливной трубке отводятся в атмосферу.

Для предотвращения попадания конденсата, скапливающегося в дренажной трубке 2, в компрессор двигателя в трубке 13 имеется обратный клапан 11.

В баке № 1 в месте подвода дренажной трубки установлен обратный клапан 12 тарельчатого типа, который не допускает попадания топлива из бака в дренажный трубопровод.

ПОДВЕСНЫЕ БАКИ

Существует два варианта установки подвесных баков на самолеты МиГ-17ПФ:

- 1) установка неунифицированных подвесных баков, прилегающих к крылу;
- 2) установка унифицированных подвесных баков на стойках с обтекателями.

Неунифицированные подвесные баки

Прилегающие подвесные баки (фиг. 63) подвешиваются под крылом к бомбовым замкам Д4-50, установленным в специальных мостах крыла. Баки — сварные цельнометаллические, изготовлены из материала АМЦ. Каркас бака имеет продольный и поперечный наборы.

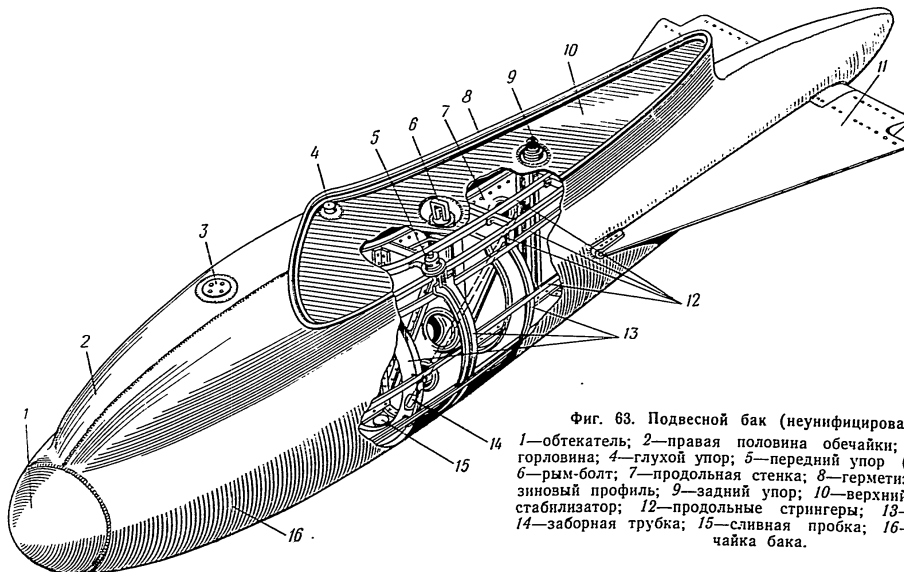
В баки вмонтированы рым-болты для подвески к бомбовым замкам крыла. Каждый бак имеет три упора (два передних и один задний); через передние упоры баков, расположенные ближе к оси самолета, проходит воздушная проводка системы поддавливания, а через задние упоры — топливный трубопровод; вторые передние упоры глухие. Каждый бак имеет заливную горловину и сливную пробку.

На хвостовой части баков установлены стабилизаторы, обеспечивающие надежное сбрасывание баков в полете. Стабилизатор бака состоит из листовой обшивки, закрепленной в передней части к двум узлам, приваренным по бокам обечайки бака, и в задней части — к стержню, проходящему сквозь бак.

Баки сбрасываются в полете при нажатии на нижнюю кнопку (для сбрасывания бомб) на ручке управления самолетом или на кнопку аварийного сбрасывания, установленную на щитке в кабине.

Унифицированные подвесные баки

Унифицированные подвесные баки (емкостью по 400 л) — цельнометаллические, имеют обтекаемую



Фиг. 63. Подвесной бак (неунифицированный).

1—обтекатель; 2—правая половина обечайки; 3—заливная горловина; 4—глухой упор; 5—передний упор (воздушный); 6—рым-болт; 7—продольная стенка; 8—герметизирующий резиновый профиль; 9—задний упор; 10—верхний лист; 11—стабилизатор; 12—продольные стрингеры; 13—диафрагма; 14—заборная трубка; 15—сливная пробка; 16—левая обечайка бака.

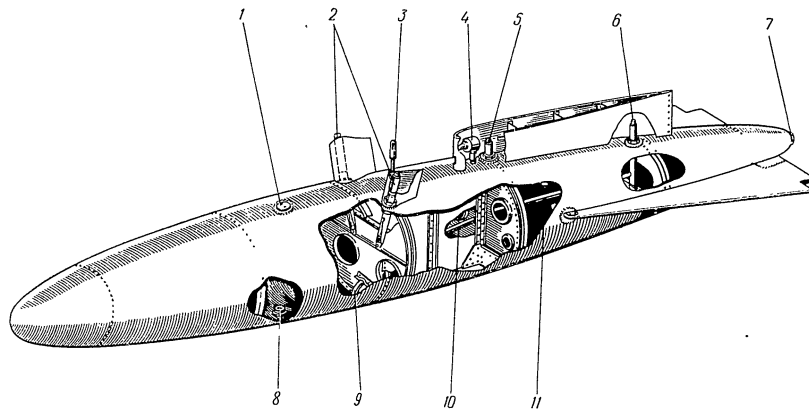
форму с круглым сечением, три стойки для крепления бака к крылу самолета и стабилизатор (фиг. 64).

Конструкция бака включает обечайку из материала АМЦ и внутренний каркас, состоящий из трех поперечных диафрагм, связанных с опорными стойками, и одной продольной диафрагмы, установленной между передними диафрагмами в средней части бака. Унифицированные подвесные баки мо-

жно устанавливать на самолеты МиГ любого типа, а также переставлять с одного крыла на другое.

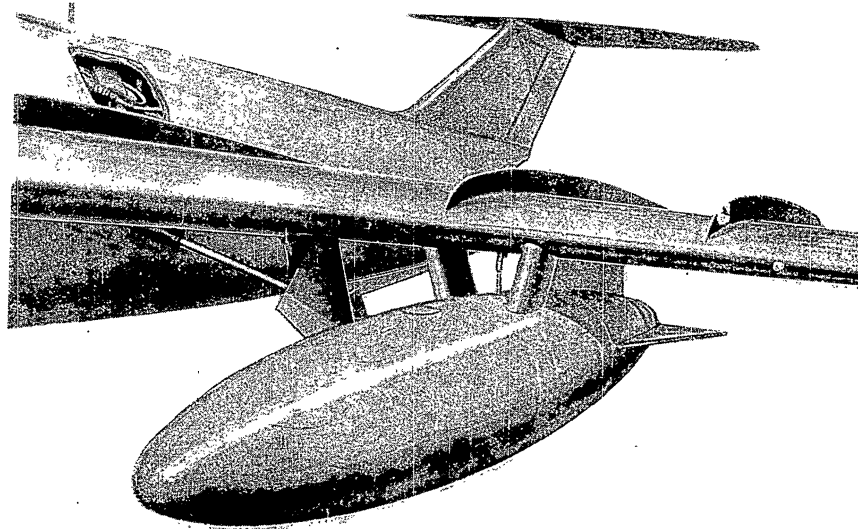
Выпускаются баки с двумя вариантами передних узлов:

1-й вариант (временный) — упоры невзаимозаменяемы, при перестановке баков с правого крыла на левое и наоборот необходимо использовать различные (правые и левые) передние упоры;

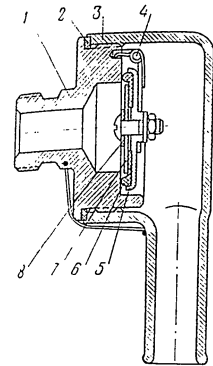


Фиг. 64 Подвесной бак (унифицированный).

1—заливная горловина, 2—передние стойки; 3—рым-болт; 4—вакуум-клапан; 5—задний узел (ближний); 6—задний узел (дальний); 7—дополнительная сливная пробка; 8—слив-ная пробка; 9—заборник топлива; 10—топливный трубопровод в варианте для МиГ-17; 11—топливный трубопровод в варианте для МиГ-15Бис.



Фиг. 65. Унифицированный подвесной бак под крылом.



Фиг. 66. Конструкция вакуумного клапана.

1—штуцер; 2—прокладка; 3—корпус; 4—винт; 5—шайба; 6—клапан; 7—шайба; 8—пробка.

2-й вариант (основной) — упоры взаимозаменяемы, при перестановке баков с правого крыла на левое и наоборот можно использовать те же упоры.

Унифицированные подвесные баки, устанавливаемые на бомбовые замки и могущие в полете.

Жесткость подвески баков достигается за счет трех опорных узлов, выполненных в виде стоек с опорами (см. фиг. 64). Передние стойки 2 монтируются на крыле самолета, проводя опоры, которые могут быть в зависимости от установки бака на левое или правое крыло самолета.

Задняя стойка является опорой бака. Она имеет два задних узла (ближний и дальний) — предназначен для крепления баков на самолеты МиГ-17, МиГ-17Ф. Дальний узел 6 выполняет аналогичную функцию при установке этих баков на самолеты МиГ-15Бис.

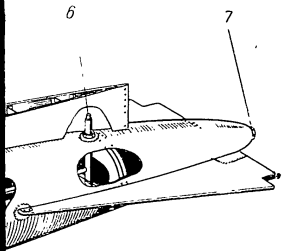
Все стойки бака закрыты тремя обтекателями. В заднем обтекателе расположены обтекатель и вакуум-клапан 4. Вакуум-клапан предохраняет баки от смятия в результате разности давлений внутри бака и при резком снижении самолета. Клапан закрывается, когда давление окружающей атмосферы превышает давление внутри бака на 0,05 кг/см².

До установки упоров передних стоек бака обтекатели правой и левой баки не отсоединяются друг от друга. Каждый бак имеет заливную горловину и сливную пробку 8 (см. фиг. 64). На баке установлены треугольные обтекатели, обеспечивающие надежное сбрасывание бака в полете. В хвостовой части бака имеется сливная пробка 7 для слива жидкого топлива. В процессе производства баков обтекатели передней стойки бака с помощью площадок для поджатия автомата одновременного сбрасывания бака при перестановке бака с одного крыла на другое обтекатели остаются на крыле.

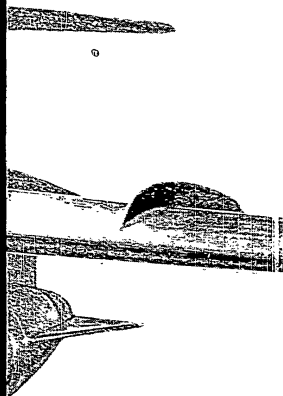
Обтекатели передней стойки бака с помощью площадок для поджатия автомата одновременного сбрасывания бака при перестановке бака с одного крыла на другое обтекатели остаются на крыле.

ливать на самолеты МиГ любого типа, переставлять с одного крыла на другое. Баки с двумя вариантами передних

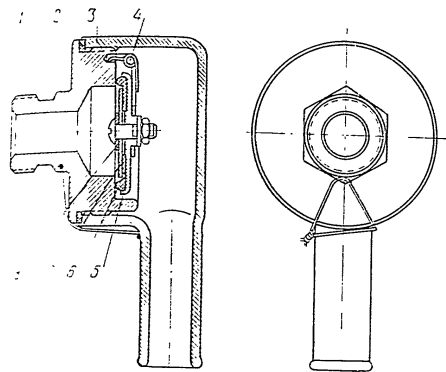
упоров (временный) — упоры взаимозаменяемы при перестановке баков с правого крыла на левое. В обратном случае необходимо использовать разные (левые и правые) передние упоры;



10 — топливный трубопровод для МиГ-17, 11 — топливный трубопровод в варианте для МиГ-15бис.



10-1753



Фиг. 66. Конструкция вакуум-клапана.

1 — шток; 2 — прокладка; 3 — корпус; 4 — ось; 5 — тарелка; 6 — клапан; 7 — шайба; 8 — прокладка

2-й вариант (основной) — упоры взаимозаменяемы при перестановке баков с правого крыла на левое и наоборот можно использовать одни и те же упоры.

Установленные подвесные баки, как и прилегающие к ним бомбовые замки, могут быть сброшены в полете.

Жесткость подвески баков достигается благодаря трем опорным узлам, выполненным в виде пустотелых стоек с опорами (см. фиг. 64 и 65). На двух передних стойках 2 монтируются глухая и воздушная опоры, которые могут переставляться в зависимости от установки бака на левое или правое крыло самолета.

Задняя стойка является опорой и топливопроводом. Она имеет два задних узла: ближний 5 к передним стойкам — предназначен для установки баков на самолеты МиГ-17, МиГ-17Ф и МиГ-17ПФ, дальний 6 выполняет аналогичные функции при установке этих баков на самолеты МиГ-15бис.

В задней стойке бака закрыты тремя обтекателями. В обтекателе расположены обе задние стойки вакуум-клапана 4. Вакуум-клапан (фиг. 66) открывает баки от сжатия в результате возникновения разности давлений внутри бака и снаружи при снижении скорости самолета. Клапан открывается, когда давление окружающей атмосферы превышает давление внутри бака на $0,05 \text{ кг/см}^2$.

При установке упоров передних стоек и их обтекателей правый и левый баки не отличаются друг от друга. Каждый бак имеет заливную горловину 1 с пробкой 8 (см. фиг. 64). На хвостовой части бака установлены треугольные стабилизаторы, обеспечивающие надежное сбрасывание баков в полете. В хвостовой части бака имеется дополнительная сливная пробка 7 для слива жидкости при промывке баков в процессе производства и эксплуатации.

Обтекатели передней стойки бака снабжены опорными площадками для поджатия наконечников автомата одновременного сбрасывания; в случае перестановки бака с одного крыла на другое (в 1-м варианте) обтекатели остаются на крыле на своем

месте, а опорные части стоек необходимо поменять местами.

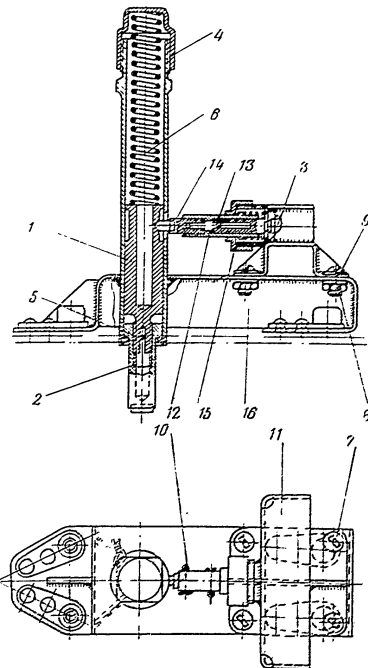
АВТОМАТ ОДНОВРЕМЕННОГО СБРАСЫВАНИЯ (АОС) ПОДВЕСНЫХ БАКОВ

Автоматы одновременного сбрасывания подвесных баков (АОС) (фиг. 67) устанавливаются на самолете (фиг. 68) для того, чтобы обеспечить сбрасывание второго подвешенного бака в случае самопроизвольного срыва одного из баков.

Автомат одновременного сбрасывания установлен с помощью кронштейна на нижней обшивке каждого крыла в зоне подвески баков, в районе передних упоров баков (рядом с замками Д4-50). Кронштейн крепится к обшивке крыла четырьмя болтами.

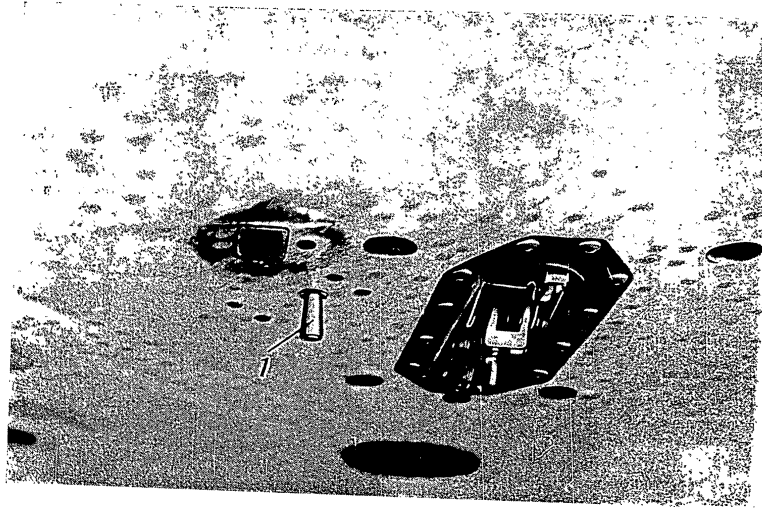
Автомат состоит (см. фиг. 67) из наружного регулируемого наконечника 2 с резиновой пробкой, пружины и подвижного золотника с шейкой 1, заключенных в стакан 4 с вырезом под боек 14 с пружиной к микровыключателю КВ-6А (поз. 3). При подвешенном баке наконечник и золотник поджаты внутрь корпуса автомата одновременного сбрасывания (фиг. 69).

Включение микровыключателей 3 (см. фиг. 67) в сеть производится через выключатели В-45, установленные на нижней обшивке крыльев в зоне нервюры № 12 и 13 крыла. Напряжение подается по

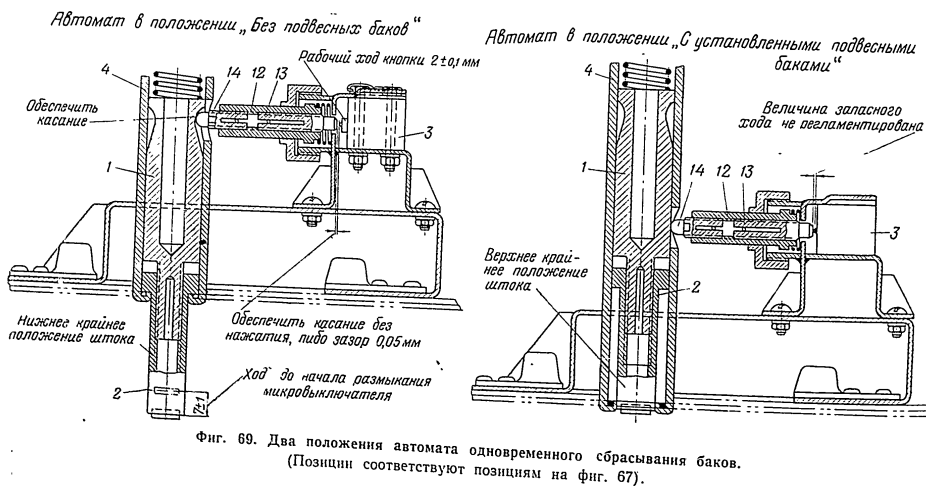


Фиг. 67. Автомат одновременного сбрасывания баков.

1 — золотник; 2 — наконечник; 3 — микровыключатель КВ-6А; 4 — стакан; 5 — шпилька; 6 — пружина; 7 — винт; 8 — гайка; 9 — шайба; 10 — шпилька; 11 — кронштейн микровыключателя; 12 — шпилька; 13 — шток; 14 — боек; 15 — гайка; 16 — кронштейн.



Фиг. 68. Место установки автомата одновременного сбрасывания в крыле.
1—наконечник АОС.



Фиг. 69. Два положения автомата одновременного сбрасывания баков.
(Позиции соответствуют позициям на фиг. 67).

проводке для тактического сбрасывания бомб, а взаимосвязь между замками (открытие второго замка при срабатывании одного из замков) — по проводке аварийного сбрасывания бомб.

Автомат одновременного сбрасывания работает следующим образом: при подвешенных подвесных баках боек 14 упирается в золотник 1, при этом

микровыключатель 3 находится в разомкнутом состоянии и электроцепь разомкнута.

При срыве одного из баков золотник 1 поступательно перемещается под действием пружины 6 и боек 14 попадает с выступа на шейку золотника; при этом электроцепь замыкается, оставшийся закрытым замок открывается и второй бак сбрасывается.

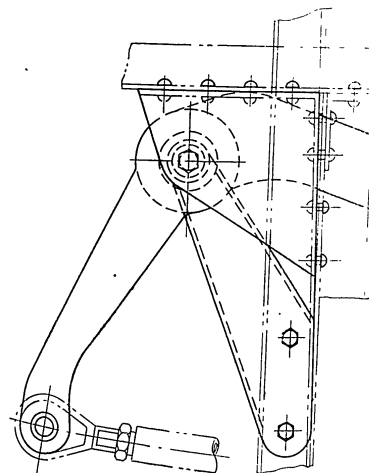
9. АВТОНОМНОГО ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ

Система автономного запуска двигателя МиГ-17ПФ аналогична улучшенной системе запуска на самолете МиГ-17 с двигателем 12САМ25, с шунтировкой обмотки стартера СТ-2-48В и доработанным стоп-краном на АРТ-8В (фиг. 70).

Шунтировка серийной обмотки в СТ-2-48В приводит к ослаблению магнитного поля в серийной обмотке, что улучшает эффективность стартера и повышает число оборотов в минуту в конце цикла запуска примерно на 400 об/мин, т. е. делает запуск более надежным и быстрым.

Одновременно, чтобы избежать помех при запуске, доработан стоп-кран АРТ-8В. В конструкцию введено дозирующее устройство, стоп-кран установлен в среднее фиксированное положение, это отверстие дает топливо в количестве, достаточном для раскрутки двигателя без появления бурления (хлопков).

Дальнейшая раскрутка двигателя доходит при полностью открытом стоп-кране. Фиксирование стоп-крана в промежуточном положении на рычаге управления стоп-краном фиксирует фиксатор (фиг. 71).



10. ПРОТИВОПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Противопожарное оборудование самолета МиГ-17ПФ аналогично соответствующему оборудованию самолета МиГ-17. Система противопожарного оборудования самолета служит для сигнализации пожара и тушения пожара в зоне расположения двигателя.

В комплект оборудования входят:

- 1) два баллона емкостью по 3 л каждый,

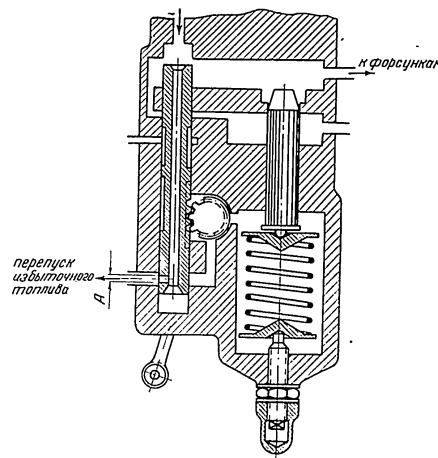
9. АВТОНОМНЫЙ ЗАПУСК ДВИГАТЕЛЯ

Система автономного запуска двигателя на самолете МиГ-17ПФ аналогична улучшенной системе запуска на самолете МиГ-17 с двигателем ВК-1А с аккумулятором 12СМ25, с шунтировкой серийной обмотки стартера СТ-2-48В и доработанным стоп-краном на АРТ-8В (фиг. 70).

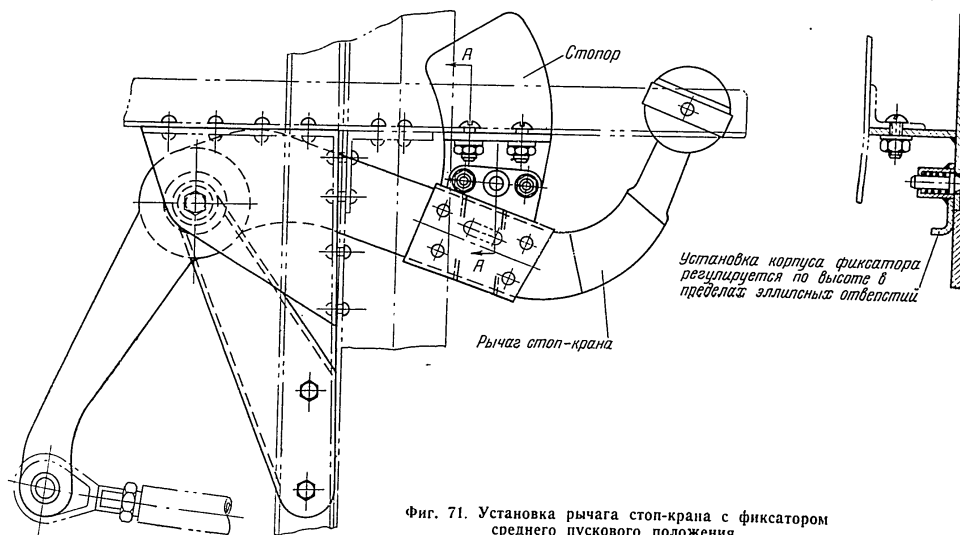
Шунтировка серийной обмотки в стартере СТ-2-48В приводит к ослаблению магнитного поля в серийной обмотке, что улучшает эффективность стартера и повышает число оборотов двигателя в конце цикла запуска примерно на 400—600 об/мин, т. е. делает запуск более надежным и простым.

Одновременно, чтобы избежать помпажа при запуске, доработан стоп-кран АРТ-8В — в его конструкцию введено дозирующее отверстие. Когда стоп-кран установлен в среднее фиксированное положение, это отверстие дает топливо в количестве, достаточном для раскрутки двигателя до 1200 об/мин без появления бурления (хлопков).

Дальнейшая раскрутка двигателя должна происходить при полностью открытом стоп-кране. Для фиксирования стоп-крана в промежуточном положении на рычаге управления стоп-краном установлен фиксатор (фиг. 71).



Фиг. 70. Стоп-кран АРТ-8В.



Фиг. 71. Установка рычага стоп-крана с фиксатором среднего пускового положения.

10. ПРОТИВОПОЖАРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Противопожарное оборудование самолета МиГ-17ПФ аналогично соответствующему оборудованию самолета МиГ-17. Система противопожарного оборудования самолета служит для сигнализации о пожаре и тушения пожара в зоне расположения двигателя.

В комплект оборудования входят:

1) два баллона емкостью по 3 л каждый, напол-

ненные углекислотой из расчета 0,7 г на 1 см³ объема. Баллоны закупорены пироголовками, которые одновременно служат устройством для ввода баллонов в действие. Пироголовки заряжены патронами ПП-3;

2) трубопровод, соединяющий баллоны с противопожарным коллектором на двигателе;

3) четыре термоизвещателя, установленные: два

вверху по бокам в зоне между шпангоутами № 19 и 20 и два внизу по стрингеру № 8 между шпангоутами № 18 и 19. Термоизвещатели срабатывают в диапазоне температур 170—200°C;

4) электросистема передачи сигнала от термоизвещателя к сигнальной лампочке и электрическая система управления пироголовками баллонов.

На левом пульте у приборной доски расположена сигнальная лампочка, связанная электропроводкой с термоизвещателями, и «пожарная» кнопка для включения взрывного устройства пироголовки.

При повышении температуры в зоне расположения термоизвещателей до 170—200°C их контакты замкнут цепь и загорится сигнальная лампочка красного цвета — «Пожар» (фиг. 72).

Нажатием на «пожарную» кнопку вводятся в действие пироголовки, в которых взрывом пиропатрона пробиваются мембраны, углекислоте открывает-

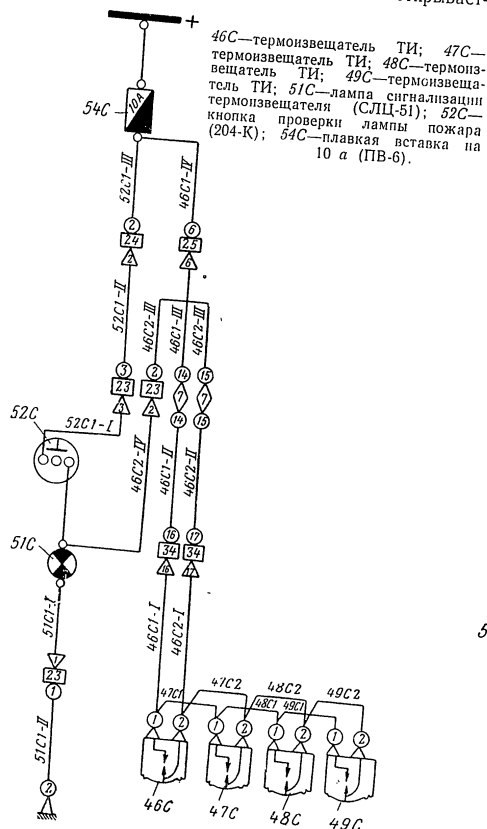
ся выход из баллонов и она через коллектор выбрасывается в отсек двигателя.

Примечание. На самолетах МиГ-17ПФ последних серий (с № 580623) установлены сигнализаторы типа АД-155А-3К, состоящие из стальной панели, на которой укреплены контакты и клеммы, изолированные от панели слюдяными прокладками.

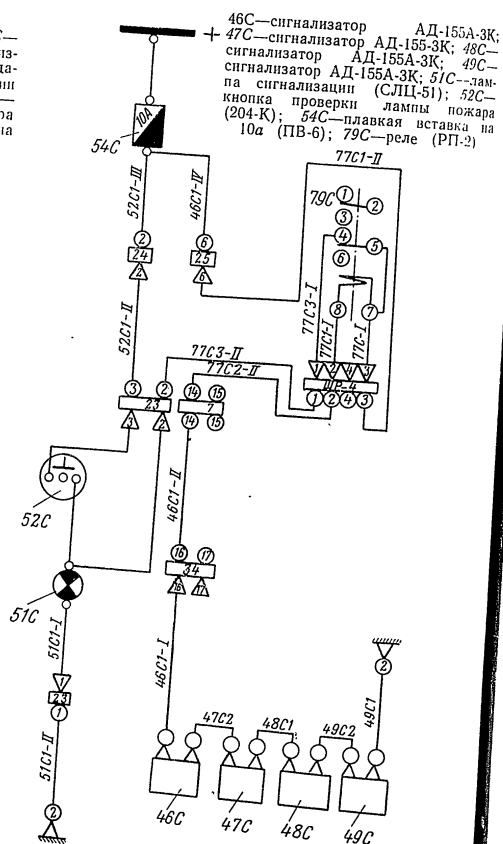
На одном из контактов укреплен вогнутая биметаллическая пластинка, имеющая шайбу-контакт. Пластинка и контакты закрыты защитным колпачком.

Сигнализаторы пожара в отличие от термоизвещателей типа ТИ работают по принципу замыкания электрической цепи. В связи с этим в цепи пожарной сигнализации в кабине установлено реле типа РП-2, замыкающее (при срабатывании сигнализатора пожара) электрическую цепь сигнальной лампы «Пожар» (фиг. 73). Сигнализаторы пожара отрегулированы на температуру срабатывания в диапазоне 180±20°C.

Самолеты, находящиеся в эксплуатации, должны дорабатываться в соответствии с бюллетенем № ГК-392.



Фиг. 72. Схема подсоединения термоизвещателей пожара типа ТИ.
(Номера позиций соответствуют спецификации и позициям на фиг. 74).



Фиг. 73. Схема подсоединения сигнализаторов пожара типа АД-155А-3К.
(Номера позиций соответствуют спецификации и позициям на фиг. 74).

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

Электрооборудование самолета (фиг. 74) включает работу пилотажно-навигационных приборов, контроля работы двигателя, радиолационных установок, системы запуска, вооружения, системы запуска, работу электромеханизмов и электрокранов. Система электрооборудования — ток — постоянный, напряжение 28,5 В.

1. СПЕЦИФИКАЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ

№ позиции на фиг. 74	Наименование	Энергетический узел
13	Генератор	Г-Р-4
23	Минимальное реле	ДМР-1
33	Регулятор напряжения	Р-25А
43	Шунт амперметра	А-40
53	Амперметр	А-40
63	Тугоплавкий предохранитель	ТП-20
73	Трансформатор	Т-1Г
83	Конденсатор	КБМ-3
93	Плавкая вставка в цепи РТ-40 сигнала отказа генератора	ПВ-6
103	Выключатель	В-45
113	Бортовой аккумулятор	12САМ
123	Релейная коробка бортового аккумулятора	РПА-20
133	Релейная коробка аэродромного аккумулятора	РПА-20
143	Выключатель	В-45
153	Вольметр	В-46

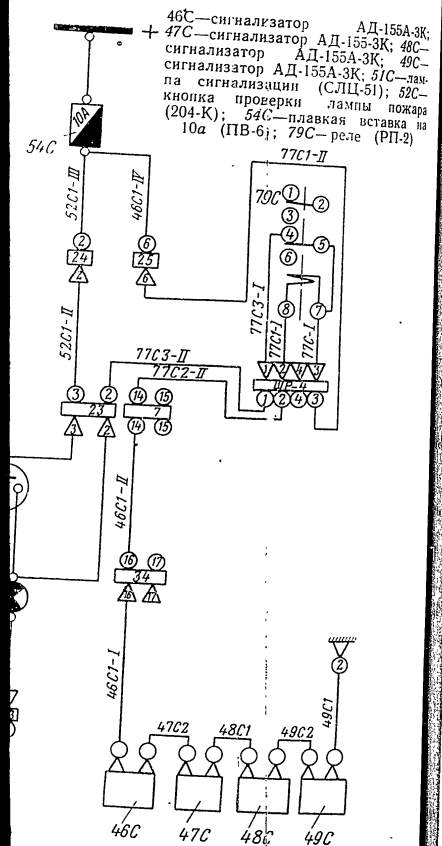
выход из баллонов и она через коллектор выбирается в отсек двигателя.

Примечание. На самолетах МиГ-17ПФ последние серий (с № 580623) установлены сигнализаторы типа АД-155А-3К, состоящие из стальной панели, на которой креплены контакты и клеммы, изолированные от панели латунными прокладками.

На одном из контактов укреплен вогнутая биметаллическая пластинка, имеющая шайбу-контакт. Пластинка и контакты закрыты защитным колпачком.

Сигнализаторы пожара в отличие от термовзвешателей на ТИ работают по принципу замыкания электрической цепи. В связи с этим в цепи пожарной сигнализации в кабине установлено реле типа РП-2, замыкающее (при срабатывании сигнализатора пожара) электрическую цепь сигнальной лампы «Пожар» (фиг. 73). Сигнализаторы пожара отрегулированы на температур срабатывания в диапазоне $180 \pm 20^\circ\text{C}$.

Самолеты, находящиеся в эксплуатации, должны дорабатываться в соответствии с бюллетенем № ГК-392.



3. Схема подсоединения сигнализаторов пожара типа АД-155А-3К. Позиции соответствуют спецификации и позициям на фиг. 74).

ГЛАВА VII

ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЕ

Электрооборудование самолета (фиг. 74) обеспечивает работу пилотажно-навигационной аппаратуры, приборов контроля работы двигателя, радио- и радиолокационных установок, сигнальной аппаратуры, вооружения, системы запуска двигателя, работу электромеханизмов и электрокранов.

Система электрооборудования — однопроводная. Ток — постоянный, напряжение 28,5–26 в. Система

электрооборудования состоит из энергетического узла, коммутационной аппаратуры (электрожгуты, выключатели, автоматы защиты сети и т. п.) и потребителей электроэнергии.

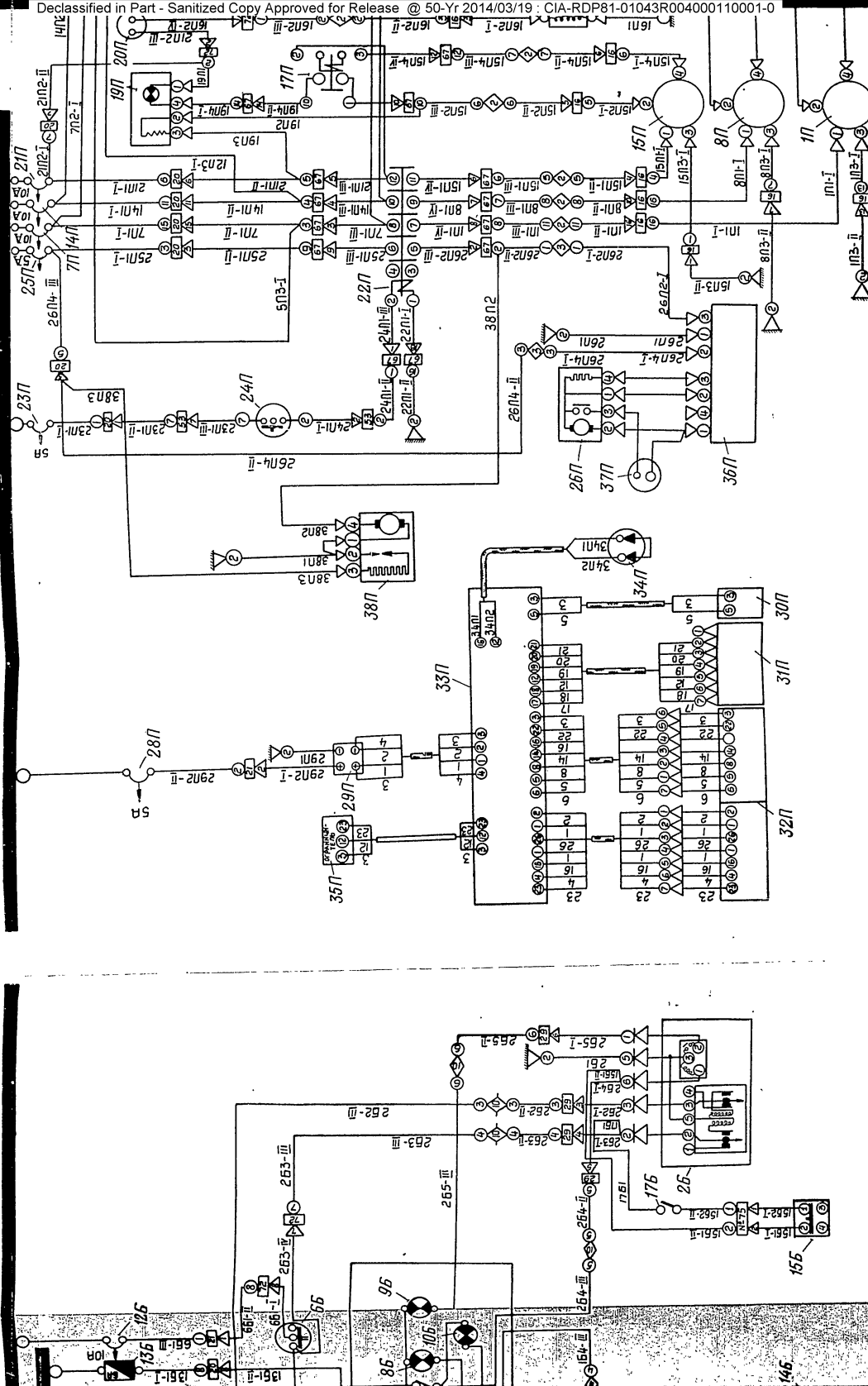
В хвостовой части фюзеляжа внизу, в зоне высоких температур (от форсажной камеры), электропроводка обмотана шнуровым асбестом в два слоя и покрыта слоем жидкого стекла.

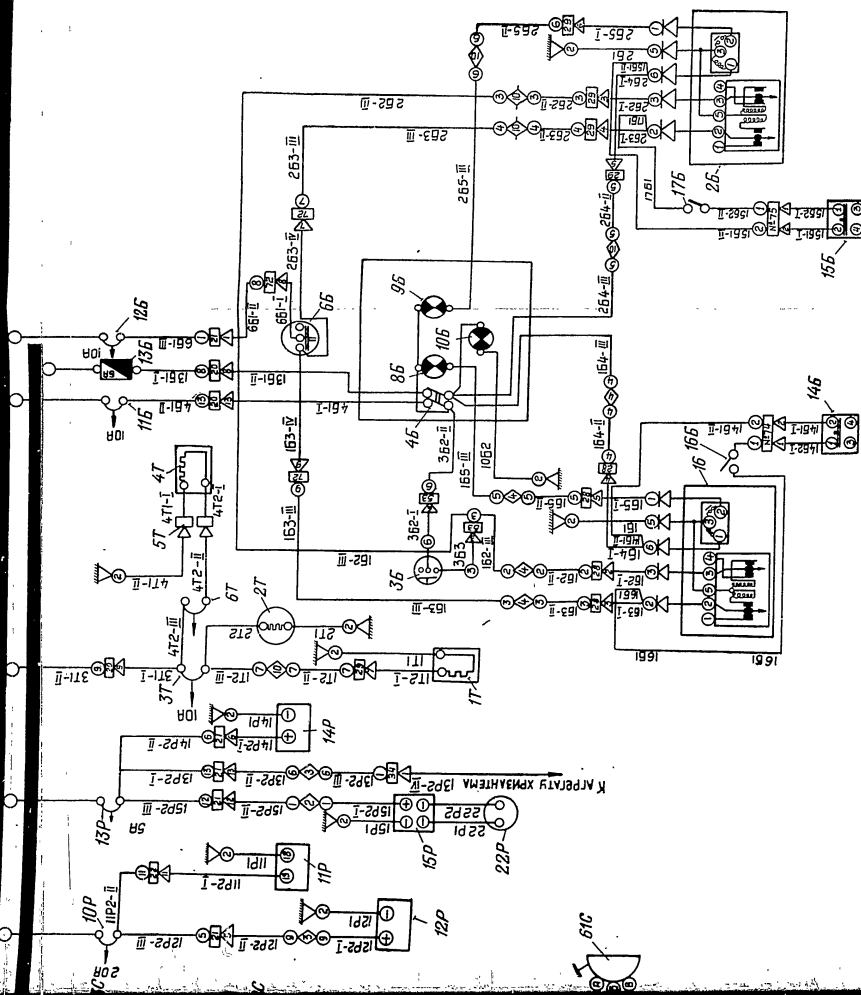
1. СПЕЦИФИКАЦИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ САМОЛЕТА

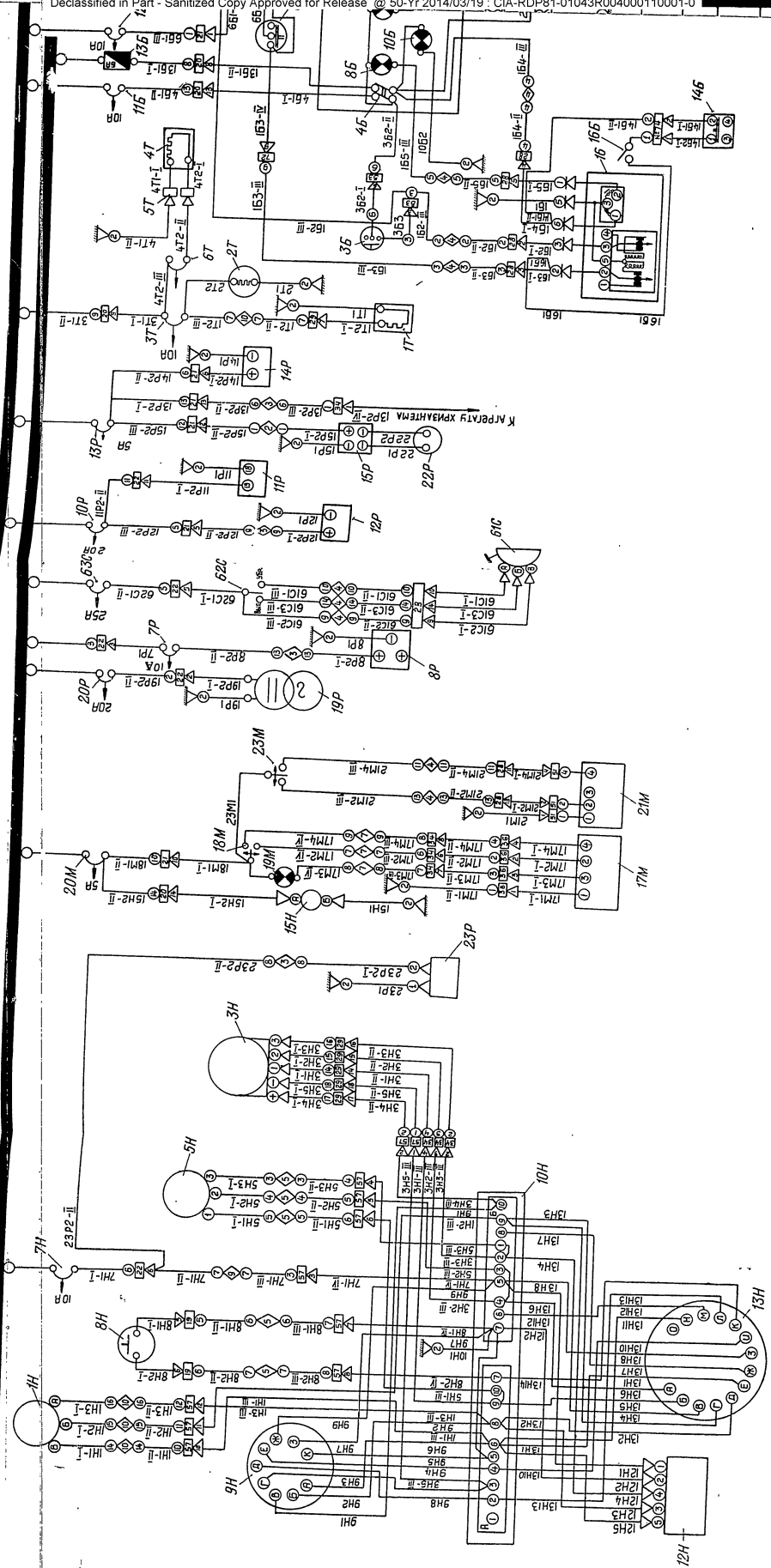
Наименование	Тип	№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип
Энергетический узел				
13 Генератор	ГСП-6000	183	Контрактор	К-200Д
23 Минимальное реле	ДМР-400	193	Инерционный предохранитель	ИП-50
33 Регулятор напряжения	Р-25А	203	Инерционный предохранитель	ИП-50
43 Шунт амперметра	А-46	213	Инерционный предохранитель	ИП-50
53 Амперметр	А-46	443	Реле сигнала отказа генератора	РТ-40
63 Плавкий предохранитель	ТП-200	453	Сигнал отказа генератора (цвет красный)	СЛЦ-51
73 Трансформатор	Т-1Г	483	Реле автоматического отключения аэродромного источника питания	РП-2
83 Конденсатор	КБМ-31	493	Выносное сопротивление	ВС-25А
93 Плавкая вставка в цепи РТ-40 сигнала отказа генератора	ПВ-6	Электромеанизмы		
103 Выключатель	В-45	1М	Стартер для запуска двигателя (на двигателе)	СТ-2-48В
133 Бортовой аккумулятор	12САМ-28	2М	Пусковая панель	ПС-2В
143 Релейная коробка бортового аккумулятора	РПА-200А	3М	Пусковой насос	ПНР-455
153 Релейная коробка аэродромного аккумулятора	РПА-200А	5М	Подкачивающий насос	Агрегат № 422А
163 Выключатель	В-45	6М	Фильтр	ПК-500
173 Вольтметр	В-46	7М	Автоматический выключатель на 5 а	АЗС-5

№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип	№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип
8M	Подкачивающий насос	ПЦР1-5	5E	Клапан пусковой форсажа (правый)	—
9M	Фильтр	Ф-14А	6E	Кнопка запуска двигателя (на секторе газа)	204K
10M	Инерционный предохранитель	ИП-5	7E	Микровыключатель запуска двигателя на земле	KB-6-2A
17M	Механизм управления триммером руля высоты	УТ-6Д	8E	Лампа сигнализации запуска двигателя в воздухе (цвет красный)	СЛЦ-51
18M	Нажимной переключатель триммера руля высоты	ПН-45	9E	Реле для запуска (зажигания)	РТ-40
19M	Лампа сигнализации нейтрального положения триммера руля высоты (цвет белый)	СЛЦ-51	11E	Выключатель зажигания в воздухе	В-45
20M	Автомат защиты цепи ЭУП, триммера руля высоты, элерона	АЗС-5	12E	Пусковая катушка	КПМ-1А
21M	Механизм управления триммером элерона	УТ-6Д	13E	Свеча зажигания	К-284
23M	Нажимной переключатель триммера элерона	ПН-45	14E	Микровыключатель форсажа	KB-6-2A
26M	Лампа сигнализации выпущенного положения тормозных щитков (цвет зеленый)	СЛЦ-51	Контрольные приборы двигателя		
27M	Концевой выключатель выпущенного положения тормозных щитков	ВК-2-140В	1K	Сигнализатор пускового давления на 0,3 кг/см ²	СД-3
30M	Выключатель для тормозных щитков	В-45	2K	Лампа сигнализации пускового давления (цвет красный)	СЛЦ-51
31M	Кнопка для тормозных щитков	204K	7K	Сигнализатор работы подкачивающего насоса	СД-3
32M	Гидроэлектродвигатель	ГА-13-5	8K	Лампа сигнализации подкачивающего насоса (цвет зеленый)	СЛЦ-51
33M	Переключатель шасси	ППН-45	9K	Датчик: топливомера с сигнализатором	КЭС-857
34M	Автомат защиты на 10 а	АЗС-10	10K	Указатель топливомера	КЭС-857
35M	Гидроэлектродвигатель	ГА-74	11K	Лампа сигнализации остатка топлива (цвет красный)	СЛЦ-51
36M	Переключатель гидросилителя	ПП-45	12K	Приемник манометра П100 для топлива	ЭМИ-3Р
37M	Выключатель открытия сопла	В-45	13K	Указатель манометра П100 для топлива	ЭМИ-3Р
38M	Реле включения форсажа	РТ-40	14K	Приемник манометра П10 для масла	ЭМИ-3Р
43M	Гидроэлектродвигатель	ГА-46	15K	Указатель манометра П10 для масла	ЭМИ-3Р
44M	Автомат защиты сети	АЗС-5	16K	Приемник термометра масла на 150°C	ТУЭ-48
45M	Электромеханизм включения форсажа	МГ-2	17K	Указатель термометра масла на 150°C	ЭМИ-3Р
46M	Выключатель	К-242	18K	Датчик термометры 1-й	ТВГ-11
47M	Гидроэлектродвигатель открывания сопла	ГА-13-М/3	19K	Датчик термометры 2-й	ТВГ-11
18M	Лампа аварийного отключения форсажа (цвет зеленый)	СЛЦ-51	20K	Датчик термометры 3-й	ТВГ-11
50M	Инерционный предохранитель на 50 а	ИП-50	21K	Датчик термометры 4-й	ТВГ-11
52M	Соленоид насоса ПН-14А	—	22K	Указатель термометры	ТВГ-11
53M	Автомат защиты на 5 а	АЗС-5	23K	Колодка термометры	ТВГ-11
54M	Микровыключатель открывания сопла	KB-6A	24K	Датчик тахометра	2УГ1-48
55M	Контактор системы запуска	К-50Д	25K	Указатель тахометра	ТЭ-15
56M	Инерционный предохранитель на 15 а	ИП-15	26K	Сигнализатор выработки топлива из подвесных баков	СД-3
Зажигание			27K	Лампа сигнализации выработки топлива из подвесных баков (цвет зеленый)	СЛЦ-51
1E	Свеча зажигания двигателя (левая)	—	28K	Указатель давления топлива на 100 кг/см ²	—
2E	Свеча зажигания двигателя (правая)	—	29K	Приемник давления топлива П100	—
3E	Пусковая катушка	КР-1	30K	Выключатель сигнализации выработки топлива из подвесных баков	В-45
4E	Клапан пусковой форсажа (левый)	—			









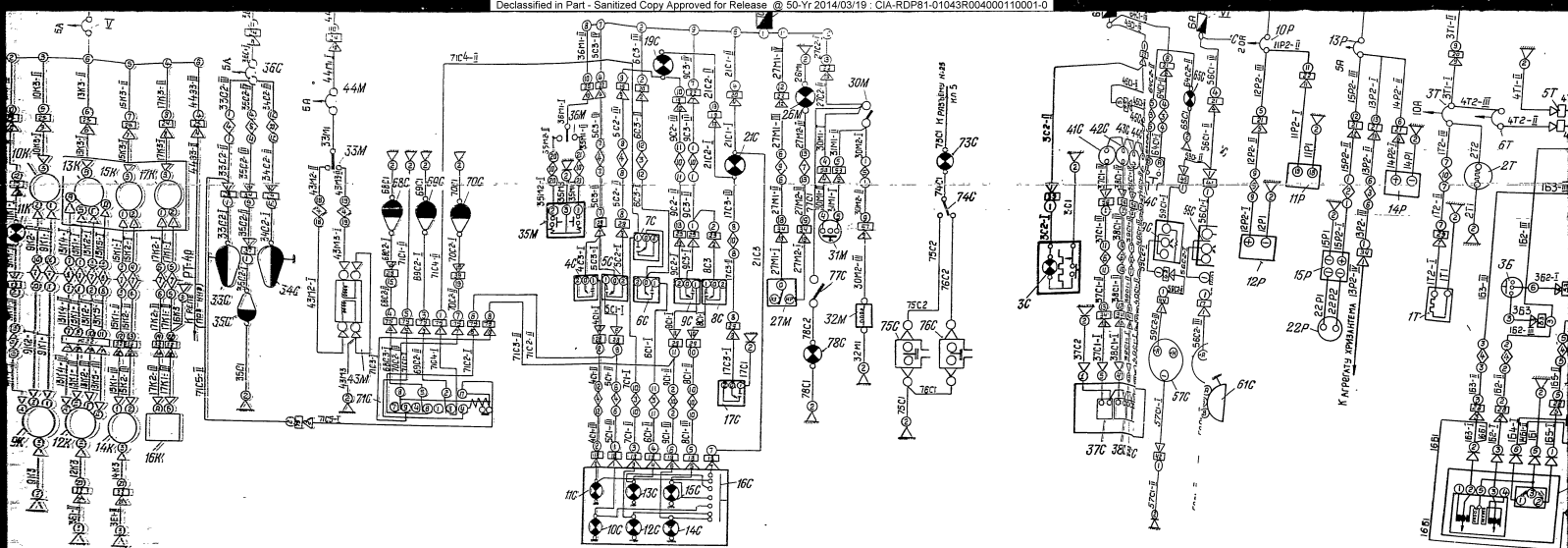
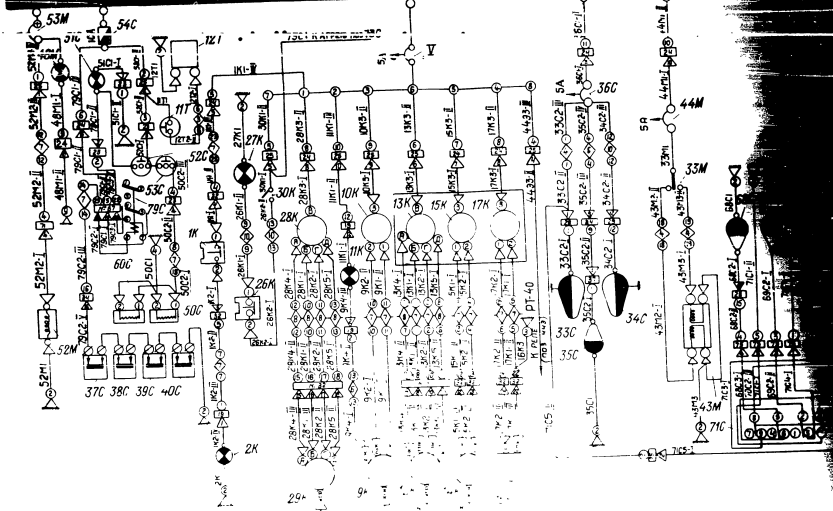
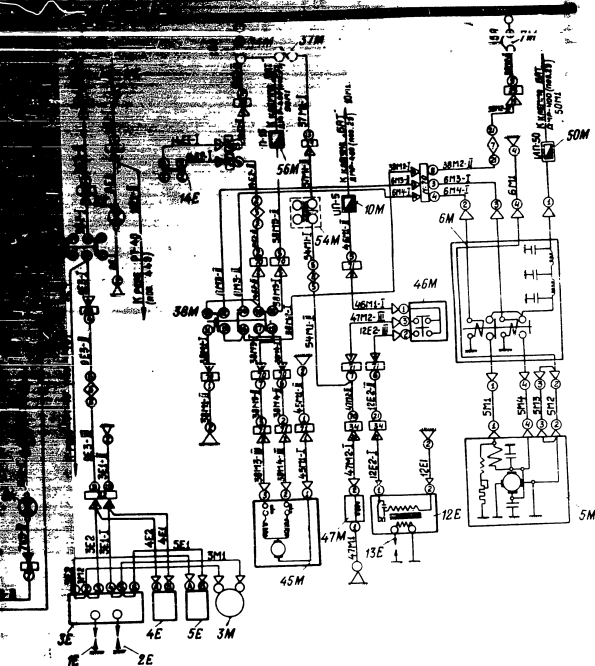
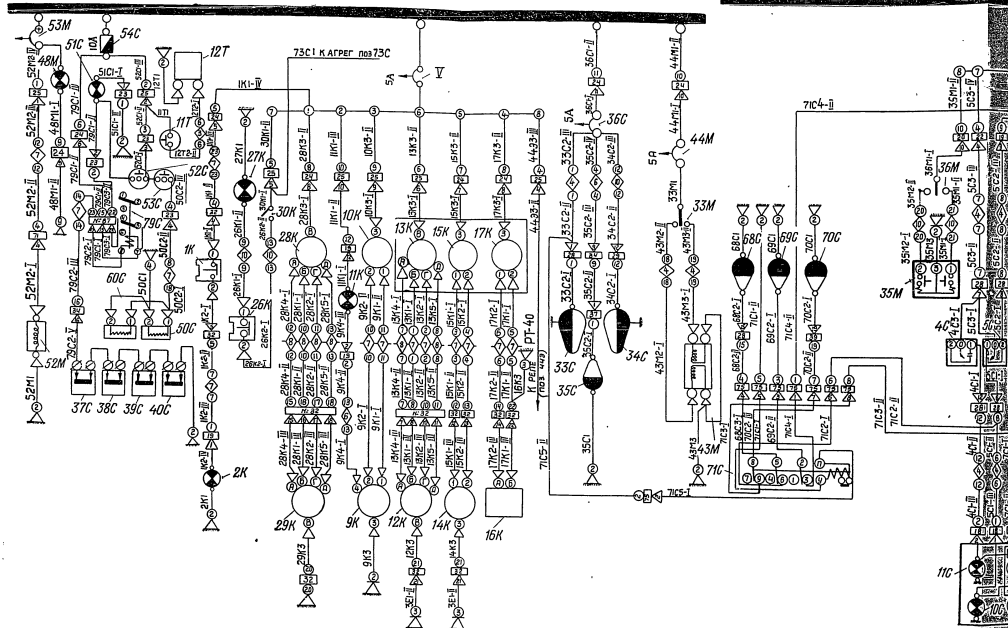
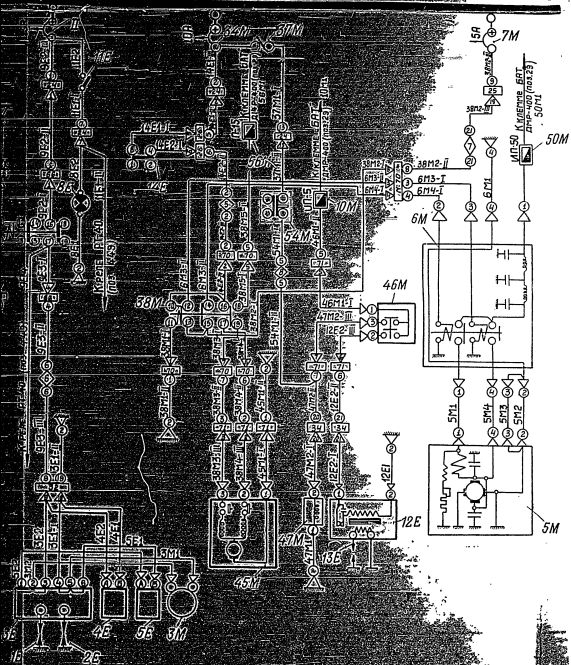


Fig. 74. Principle schematic diagram of the receiver.





№ позиции
на фиг. 74

8M

9M

10M

17M

18M

19M

20M

21M

22M

23M

24M

25M

26M

27M

28M

29M

31M

32M

33M

34M

35M

36M

37M

38M

39M

40M

41M

42M

43M

44M

45M

46M

47M

48M

49M

50M

51M

52M

53M

54M

55M

56M

57M

58M

59M

60M

61M

62M

63M

64M

65M

66M

67M

68M

69M

70M

71M

72M

73M

74M

75M

76M

77M

78M

79M

80M

81M

82M

83M

84M

85M

86M

87M

88M

89M

90M

91M

92M

93M

94M

95M

96M

97M

98M

99M

100M

101M

102M

103M

104M

105M

106M

107M

108M

109M

110M

111M

112M

113M

114M

115M

116M

117M

118M

119M

120M

121M

122M

123M

124M

125M

126M

127M

128M

129M

130M

131M

132M

133M

134M

135M

136M

137M

138M

139M

140M

141M

142M

143M

144M

145M

146M

147M

148M

149M

150M

151M

152M

153M

154M

155M

156M

157M

158M

159M

160M

161M

162M

163M

164M

165M

166M

167M

168M

169M

170M

171M

172M

173M

174M

175M

176M

177M

178M

179M

180M

181M

182M

183M

184M

185M

186M

187M

188M

189M

190M

191M

192M

193M

194M

195M

196M

197M

198M

199M

200M

201M

202M

203M

204M

205M

206M

207M

208M

209M

210M

211M

212M

213M

214M

215M

216M

217M

218M

219M

220M

221M

222M

223M

224M

225M

226M

227M

228M

229M

230M

231M

232M

233M

234M

235M

236M

237M

238M

239M

240M

241M

242M

243M

244M

245M

246M

247M

248M

249M

250M

251M

252M

253M

254M

255M

256M

257M

258M

259M

260M

261M

262M

263M

264M

265M

266M

267M

268M

269M

270M

271M

272M

273M

274M

275M

276M

277M

278M

279M

280M

281M

282M

283M

284M

285M

286M

287M

288M

289M

290M

291M

292M

293M

294M

295M

296M

297M

298M

299M

300M

301M

302M

303M

304M

305M

306M

307M

308M

309M

310M

311M

312M

313M

314M

315M

316M

317M

318M

319M

320M

321M

322M

323M

324M

325M

326M

327M

328M

329M

330M

331M

332M

333M

334M

335M

336M

337M

338M

339M

340M

341M

342M

343M

344M

345M

346M

347M

348M

349M

350M

351M

352M

353M

354M

355M

356M

357M

358M

359M

360M

361M

362M

363M

364M

365M

366M

367M

368M

369M

370M

371M

372M

373M

374M

375M

376M

377M

378M

379M

380M

№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип	№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип
	Световая сигнализация и освещение самолета		41C	Кнопка	
3C	Кабинная лампа	КЛСРК-45	42C	"	
4C	Выключатель концевой для левой амортизационной стойки шасси. (Убрано)	ВК-44	43C	"	
5C	Выключатель концевой для левой амортизационной стойки шасси. (Выпущено)	ВК-44	44C	"	
6C	Выключатель концевой для перед- ней амортизационной стойки шасси. (Убрано)	ВК-44	45C	Выключатель ракет	В-45
7C	Выключатель концевой для перед- ней амортизационной стойки шасси. (Выпущено)	ВК-44	46C	Термовыключатель	АД-155А-3К
8C	Выключатель концевой для пра- вой амортизационной стойки шасси. (Убрано)	ВК-44	47C	"	АД-155А-3К
9C	Выключатель концевой для пра- вой амортизационной стойки шасси. (Выпущено)	ВК-44	48C	"	АД-155А-3К
10C	Лампа сигнализации левой амор- тизационной стойки шасси. (Выпу- щено)	СМ-30	49C	"	АД-155А-3К
11C	Лампа сигнализации левой амор- тизационной стойки шасси. (Убрано)	СМ-30	50C	Пиропатрон	ПП-3
12C	Лампа сигнализации передней амортизационной стойки шасси. (Выпущено)	СМ-30	51C	Лампа сигнализации пожара (цвет красный)	СЛЦ-51
13C	Лампа сигнализации передней амортизационной стойки шасси. (Убрано)	СМ-30	52C	Кнопка проверки лампы пожара	204К
14C	Лампа сигнализации правой амор- тизационной стойки шасси. (Выпу- щено)	СМ-30	53C	Кнопка включения пиропатрона	204К
15C	Лампа сигнализации правой амор- тизационной стойки шасси. (Убрано)	СМ-30	54C	Плавкая вставка на 10 а	ПВ-6
16C	Кнопка проверки ламп шасси	Изделие завода	56C	Реостат лампы УФО для правого борта	РУФО-45
17C	Концевой выключатель выпущен- ного положения щитков-закрылков	ВК-44	57C	Арматура УФО для левого борта. (С лампой УФО-4А)	АРУФОШ-45
19C	Лампа световой сигнализации с надписью "Выпусти шасси"	АОС-42	58C	Арматура УФО для правого борта. (С лампой УФО-4А)	АРУФОШ-45
21C	Лампа выпуска щитков-закрыл- ков (цвет зеленый)	СЛЦ-51	59C	Реостат лампы УФО для левого борта	РУФО-45
26C	Розетка для переносной лампы	47-К	60C	Пиропатрон	ПП-3
27C	Плавкая вставка	ПВ-10	61C	Фара	ЛФСВ-45
31C	Бортовой аэронавигационный огонь для левого крыла (цвет красный)	БАНО-45	62C	Перекидной переключатель фары	ППН-45
34C	Бортовой аэронавигационный огонь для правого крыла (цвет зеленый)	БАНО-45	63C	Автомат защиты в цепи фары	АЗС-25
35C	Хвостовой аэронавигационный огонь (цвет белый)	ХС-39	64C	Высотный сигнализатор	ВС-46
36C	Автомат защиты цепи АНО	АЗС-5	65C	Лампа сигнализации "Выключи РП-1" (цвет красный)	СЛЦ-51
37C	1-я сигнальная ракета (белая)	ЭКСП-46	68C	Лампа сигнализации выпуска ле- вой амортизационной стойки шасси	ХС-39
38C	2-я сигнальная ракета (красная)		69C	Лампа сигнализации выпуска перед- ней амортизационной стойки шасси	ХС-39
39C	3-я сигнальная ракета (зеленая)		70C	Лампа сигнализации выпуска пра- вой амортизационной стойки шасси	ХС-39
40C	4-я сигнальная ракета (желтая)		71C	Реле сигнализации выпуска шасси	РП-3
			72C	Розетка переносной лампы в ла- фете	47-К
			73C	Лампа сигнализации перегрузки давления ППК-1	СЛЦ-51
			74C	Переключатель "Мин. — Макс." в ППК-1	ПП-45
			75C	Сигнализатор "Мин." давления в ППК-1	СД-22А
			76C	Сигнализатор "Макс." давления в ППК-1	СД-23А
			77C	Выключатель	В-45
			78C	Лампа подсвета блока 19 (цвет белый)	СЛЦ-51
			79C	Реле	РП-2
				Аэронавигационные приборы	
			1Н	Указатель авиангоризонта	АГИ-1
			3Н	Датчик дистанционного компаса	ПДК-3

№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип	№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип
5H	Указатель компаса	ДГМК-3	3П	Реле готовности оружия	РВЗ-45
7H	Автоматический выключатель на 10 а	АЗС-10	5П	Счетчик патронов (левой задней пушки)	УСБ-1М
8H	Кнопка согласования. (В комплекте ДГМК-3)	5К	6П	Одинарная кнопка для перезарядки левой задней пушки	5К
9H	Усилитель ДГМК-3. (В комплекте ДГМК-3)	—	7П	Автоматический выключатель на 10 а	АЗС-10
10H	Соединительная коробка ДГМК-3. (В комплекте ДГМК-3)	—	8П	Спуск пушки (левой передней)	Н-37
12H	Преобразователь	ПАГ-1ФП	9П	Электроклапан перезарядки левой передней пушки	ЭК-48 МАИ
13H	Гироагрегат ДГМК-3. (В комплекте ДГМК-3)	—	10П	Реле готовности оружия	РВЗ-45
15H	Указатель поворота	ЭУП-46	12П	Счетчик патронов (левой передней пушки)	УСБ-1М
	Обогрев приборов		13П	Одинарная кнопка для перезарядки левой передней пушки	5К
17	Обогрев ПД-ЗА	—	14П	Автоматический выключатель на 10 а	АЗС-10
27	Обогрев часов	—	15П	Спуск пушки (правой)	НР-23
3Г	Автомат защиты ПД-ЗА и часов	АЗС-10	16П	Электроклапан перезарядки правой пушки	ЭК-48 МАИ
4Г	Обогрев перископа	ТС-27АМ	17П	Реле готовности оружия	РВЗ-45
5Г	Контактный ввод	—	19П	Счетчик патронов правой пушки	УСБ-1М
6Г	Автомат защиты на 5 а	АЗС-5	20П	Одинарная кнопка для перезарядки правой пушки	5К
11Г	Кнопка включения противообледенителя	5К	21П	Автоматический выключатель на 10 а	АЗС-10
12Г	Электроклапан	ЭК-48МАИ	22П	Реле стрельбы	МР-1
	Радио		23П	Автоматический выключатель на 5 а	АЗС-5
1Р	Инерционный предохранитель	ИП-150	24П	Кнопка стрельбы и ФКП	204К
2Р	То же	ИП-20	25П	Автоматический выключатель на 5 а	АЗС-5
3Р	Преобразователь	МА-1500	26П	Фотокинопулемет	С-13
4Р	Амплитудный блок	РП-1	28П	Автоматический выключатель на 5 а	АЗС-5
5Р	Розетка для вентилятора	48К	29П	Фильтр в цепи АПС-ЗНМ	Ф-14А
6Р	То же	48К	30П	Стабилизатор барретоный прицела. (В комплекте АСП-ЗНМ)	—
7Р	Автомат защиты в цепи СРО	АЗС-10	31П	Механизм автоматического ввода высоты прицела. (В комплекте АСП-ЗНМ)	—
8Р	Фильтр в цепи СРО	Ф-14А	32П	Головка и реостат дальности прицела. (В комплекте АСП-ЗНМ)	—
9Р	Розетка питания щитка взрыва	48К	33П	Распределительная коробка прицела. (В комплекте АСП-ЗНМ)	—
10Р	Автоматический выключатель на 20 а	АЗС-20	34П	Штепсельная розетка	48К
11Р	Щиток АРК-5. (В комплекте АРК-5)	—	35П	Ограничитель прицела	—
12Р	Мотор-альтернатор	МА-250	36П	Временной механизм	ВМ-2
13Р	Автоматический выключатель на 5 а	АЗС-5	37П	Штепсельная розетка	48К
14Р	Звонок МРП-48. (В комплекте МРП-48)	—	38П	Фотопулемет	ФКП-2
15Р	Фильтр в цепи радиовысотомера РВ-2	ФЗЧ-1Б		Бомбы	
19Р	Мотор-альтернатор	МА-100	1Б	Замок сбрасывания левой бомбы или левого подвесного бака	ДЧ-50
20Р	Автоматический выключатель на 20 а	АЗС-20	2Б	Замок сбрасывания правой бомбы или правого подвесного бака	ДЧ-50
22Р	Розетка питания радиовысотомера РВ-2	48К	3Б	Кнопка сбрасывания бомб	204К
23Р	Блок № 22	РП-1			
	Пушки, прицел				
1П	Спуск пушки (левой задней)	НР-23			
2П	Электроклапан перезарядки левой задней пушки	ЭК-48 МАИ			

№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип
4Б	Выключатель сбрасывания бомб	2Б-45
6Б	Кнопка для аварийного сбрасывания бомб или сбрасывания подвесных баков	204К
8Б	Лампа сигнализации подвески и сбрасывания левой бомбы или левого бака (цвет зеленый)	СЛП-51
9Б	Лампа сигнализации подвески и сбрасывания правой бомбы или правого бака (цвет зеленый)	СЛП-51
10Б	Лампа сигнализации включения бомб на положение „Взрыв“ (цвет красный)	СЛП-51
11Б	Автоматический выключатель на 10 а	АЗС-10
12Б	Автоматический выключатель на 10 а для аварийного сбрасывания бомб или подвесных баков	АЗС-10
13Б	Плавкая вставка в цепи взрыва на 6 а	ПВ-6
14Б	Микровыключатель	МВ-6
15Б	—	—
16Б	Выключатель	—
17Б	—	—
	Автоматы защиты и плавкие вставки	
II	Автоматический выключатель на 15 а	АЗС-10
III	Автоматический выключатель на 10 а	АЗС-10
V	Автоматический выключатель на 5 а	АЗС-5
VI	Плавкая вставка в цепи УФО	ПВ-6
VII	Плавкая вставка в цепи КЛС К и ракет	ПВ-6
	Разъемы	
2	Герметичный разъем на 13ПР	ШР-13
3	То же	ШР-13
4	Герметичный разъем на 19ПР	ШР-19
5	Герметичный разъем на 7ПР	ШРГ-7
6	Герметичный разъем на 13ПР	ШРГ-13
7	Герметичный разъем на 23ПР	ШРГ-23
8	Герметичный разъем на 13ПР	ШРГ-13
9	Герметичный разъем на 7ПР	ШРГ-7
10	Герметичный разъем на 23ПР	ШРГ-23
16	Штепсельный разъем на 19ПР	ШР-19С
17	Штепсельный разъем на 11ПР	ШР-1
18	Штепсельный разъем на 7ПР	ШР-7С
19	Штепсельный разъем на 9ПР	ШР-19
20	Штепсельный разъем на 23ПР	ШР-23
21	Штепсельный разъем на 23ПР	ШР-23
22	То же	ШР-23
23	Штепсельный разъем на 11ПР	ШР-1
24	Штепсельный разъем на 13ПР	ШР-13
25	То же	ШР-13

Наименование	Тип	№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип	№ позиции на фиг. 74	Наименование	Тип
Левая задняя	PB3-45 УСБ-1М	46	Выключатель сбрасывания бомб	2В-45	26	Штепсельный разъем на 7ПР	ШР-7
для перезарядки	5К	66	Кнопка для аварийного сбрасывания бомб или сбрасывания подвесных баков	204К	27	Штепсельный разъем на 1ПР	ИР-1
Выключатель на	A3C-10	86	Лампа сигнализации подвески и сбрасывания левой бомбы или левого бака (цвет зеленый)	СЛЦ-51	28	Штепсельный разъем на 19ПР	ШР-19
передней)	H-37	96	Лампа сигнализации подвески и сбрасывания правой бомбы или правого бака (цвет зеленый)	СЛЦ-51	29	То же	ШР-19
Левая передняя	ЭК-48 МАИ	106	Лампа сигнализации включения бомб на положение „Взрыв“ (цвет красный)	СЛЦ-51	30	Штепсельный разъем на 4ПР	Изделие завода
для перезарядки	PB3-45 УСБ-1М	116	Автоматический выключатель на 10 а	A3C-10	32	Штепсельный разъем на 23ПР	ШР-23
Выключатель на	5К	126	Автоматический выключатель на 10 а для аварийного сбрасывания бомб или подвесных баков	A3C-10	33	Штепсельный разъем на 4ПР	Изделие завода
Левая передняя	НР-23	136	Плавкая вставка в цепи взрыва на 6 а	ПВ-6	34	Штепсельный разъем на 23ПР	ШР-23
Левая передняя	ЭК-48 МАИ	146	Микровыключатель	КВ-6А	35	Штепсельный разъем на 3ПР	ШР-3
Левая передняя	PB3-45 УСБ-1М	156	"	КВ-6А	36	Штепсельный разъем на 4ПР	ШР-4
для перезарядки	5К	166	Выключатель	В-45	37	Индивидуальный разъем на 1ПР	ИР-1
Выключатель на	A3C-10	176	"	В-45	38	Штепсельный разъем на 4ПР	Изделие завода
Автоматы защиты и плавкие вставки					39	Индивидуальный разъем на 1ПР	ИР-1
Автоматический выключатель на 15 а	MR-1	I	Автоматический выключатель на 15 а	A3C-15	40	То же	ИР-1
Автоматический выключатель на 10 а	A3C-5	II	Автоматический выключатель на 10 а	A3C-10	41	"	ИР-1
Автоматический выключатель на 5 а	A3C-5	III	Автоматический выключатель на 5 а	A3C-5	42	"	ИР-1
Плавкая вставка в цепи УФО	C-13	IV	Плавкая вставка в цепи УФО	ПВ-6	43	"	ИР-1
Плавкая вставка в цепи КЛСРК ракет	A3C-5	V	Плавкая вставка в цепи КЛСРК ракет	ПВ-6	44	"	ИР-1
Разъемы					45	"	ИР-1
Герметичный разъем на 13ПР	Ф-14А		Герметичный разъем на 13ПР	ШГ-13	46	"	ИР-1
То же	—		То же	ШГ-13	49	Штепсельный разъем на 4ПР	ШР-4
Герметичный разъем на 19ПР	—		Герметичный разъем на 19ПР	ШГ-19	51	То же	ШР-4
Герметичный разъем на 7ПР	—		Герметичный разъем на 7ПР	ШРГ-7	53	Штепсельный разъем на 7ПР	ШР-7
Герметичный разъем на 13ПР	—		Герметичный разъем на 13ПР	ШРГ-13	56	То же	ШР-7
Герметичный разъем на 23ПР	—		Герметичный разъем на 23ПР	ШРГ-23	57	Штепсельный разъем на 13ПР	ШР-13
Герметичный разъем на 13ПР	—		Герметичный разъем на 13ПР	ШРГ-13	66	То же	ШР-13
Герметичный разъем на 7ПР	—		Герметичный разъем на 7ПР	ШРГ-7	67	Штепсельный разъем на 23ПР	ШР-23
Герметичный разъем на 23ПР	—		Герметичный разъем на 23ПР	ШРГ-23	70	Штепсельный разъем на 7ПР	ШР-7
Штепсельный разъем на 19ПР	—		Штепсельный разъем на 19ПР	ШР-19С	71	То же	ШР-7
Штепсельный разъем на 1ПР	—		Штепсельный разъем на 1ПР	ИР-1	72	Штепсельный разъем на 9ПР	ШР-9
Штепсельный разъем на 7ПР	—		Штепсельный разъем на 7ПР	ИР-7С	75	То же	ШР-9
Штепсельный разъем на 9ПР	—		Штепсельный разъем на 9ПР	ИР-19	31	Штепсельный разъем на 2ПР	ИР-2
Штепсельный разъем на 23ПР	—		Штепсельный разъем на 23ПР	ШР-23	74	Штепсельный разъем	—
Штепсельный разъем на 23ПР	—		Штепсельный разъем на 23ПР	ШР-23		Условные обозначения	
То же	—		То же	ШР-4	Э	Энергетический узел (источник питания)	
Штепсельный разъем на 4ПР	—		Штепсельный разъем на 4ПР	ШР-13	М	Электромагнитизмы	
Штепсельный разъем на 13ПР	—		Штепсельный разъем на 13ПР	ШР-13	Е	Зажигание	
То же	—		То же	ШР-13	К	Контрольные приборы двигателя	
Штепсельный разъем на 4ПР	—		Штепсельный разъем на 4ПР	ШР-4	С	Световая сигнализация и освещение самолета	
Штепсельный разъем на 13ПР	—		Штепсельный разъем на 13ПР	ШР-13	Н	Аэронавигационные приборы	
То же	—		То же	ШР-13	Т	Обогрев приборов	
Штепсельный разъем на 4ПР	—		Штепсельный разъем на 4ПР	ШР-4	Р	Радио	
Штепсельный разъем на 13ПР	—		Штепсельный разъем на 13ПР	ШР-13	П	Пушки, прицел, ФКП	
То же	—		То же	ШР-13	Б	Бомбы	
Штепсельный разъем на 4ПР	—		Штепсельный разъем на 4ПР	ШР-4	1, 11, III и т. д.	Автоматические выключатели, обслуживающие несколько потребителей	
Штепсельный разъем на 13ПР	—		Штепсельный разъем на 13ПР	ШР-13	1, 2, 3 и т. д.	№ разъемов	

2. ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ УЗЕЛ

Источниками электроэнергии на самолете являются генератор ГСР-6000 и аккумулятор 12САМ-28. Генератор и аккумулятор подключены в электрическую бортовую сеть самолета параллельно.

Для обеспечения параллельной работы генератора и аккумулятора, а также для поддержания постоянства напряжения в бортовой сети при различных нагрузках и при различных числах оборотов генератора служат дифференциальное реле ДМР-400 и регулятор напряжения Р-25А. Реле ДМР-400 предназначено для автоматического включения в сеть и отключения от сети генератора.

Реле ДМР-400 отключает генератор, когда напряжение на зажимах генератора ниже напряжения, поддерживаемого в сети аккумулятором, и тем самым исключает возможность разрядки аккумулятора через генератор. Сила тока от генератора измеряется амперметром А-46. Напряжение на шине «Генератор-аккумулятор» измеряется вольтметром В-46.

Бортовой аккумулятор 12САМ-28 включается в сеть релейной коробкой РПА-200А. Аэродромный аккумулятор включается в сеть через бортовую розетку второй релейной коробкой РПА-200А. Автоматическое отключение аэродромного аккумулятора производится с помощью реле РП-2, которое срабатывает в момент вступления в работу генератора.

Система двух релейных коробок РПА-200А, контактора К-200Д и реле РП-2:

- 1) делает невозможным одновременное включение бортового и аэродромного аккумуляторов;
- 2) предохраняет самолетную сеть от включения аэродромного источника тока обратными токами;
- 3) обеспечивает включение узла питания станции РП-1 от генератора или от аэродромного аккумулятора;
- 4) обеспечивает дистанционное включение бортового аккумулятора в сеть;
- 5) автоматически отключает аэродромный аккумулятор.

Реле РТ-40 управляет сигнальной лампой «Генератор выключен» и автоматическим отключением системы зажигания при запуске в воздухе двигателя.

Источники электроэнергии с коммутационной аппаратурой образуют энергетический узел самолета, обеспечивающий питание всех потребителей.

Система запуска двигателя предусматривает обеспечение запуска его от:

- 1) аэродромного аккумулятора типа 12АО-50;
 - 2) бортового аккумулятора 12САМ-28.
- Перечисление источников электроэнергии энергетического узла и элементов управления приведен в спецификации (см. стр. 61).

3. ПОТРЕБИТЕЛИ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

Потребителями электроэнергии на самолете являются: приборы, осветительное и сигнализационное оборудование, электроклапаны и электромеханизмы управления агрегатами, система управления оружием, агрегаты радиооборудования.

Потребителями электроэнергии являются также преобразователи тока ПАГ-1ФП, служащий для питания агрегатов АГИ-1 и ДГМК-3; МА-250, служащий для питания АРК-5 и МРП-48П; РУ-11АМ, служащий для питания РВ-2; МА-100, служащий для питания РСИУ-3М; МА-1500, служащий для питания РП-1; ПАГ-1Ф, служащий для питания ДК-6 и РП-1; амплитудный блок № 9, служащий для питания РП-1.

Питание станции РП-1 происходит непосредственно с шины «Генератор-аккумулятор». Распределение электроэнергии по остальным потребителям производится через три распределительные шины, защищенные инерционными предохранителями ИП-50.

Потребители электроэнергии объединены в группы, каждая группа защищена своим автоматом защиты АЗС или плавкой вставкой типа ПВ или ИП. Цепи аварийных систем подключены к бортовой сети через свои отдельные предохранители. Автоматы защиты, плавкие вставки и выключатели сосредоточены главным образом на правом и левом электрощитах в кабине.

Ниже перечислены потребители электроэнергии и элементы управления ими по группам.

УЗЕЛ ПИТАНИЯ СТАНЦИИ РП-1

Преобразователь (мотор-альтернатор) МА-1500 и амплитудный блок № 9 РП-1 с элементами, обеспечивающими их работу, составляют узел питания блоков радиолокационной станции РП-1.

Преобразователь МА-1500 и амплитудный блок включены непосредственно на шину «Генератор-аккумулятор» через инерционный предохранитель ИП-150 и контактор К-200Д. Контактор автоматически включается только при работающем генераторе или при включенном аэродромном источнике.

Узел питания станции РП-1 включает:

1. Инерционный предохранитель ИП-150 (1Р).
2. Контактор К-200Д (18Р).
3. Преобразователь МА-1500 (3Р).
4. Инерционный предохранитель ИП-20 (2Р).
5. Амплитудный блок РП-1 (4Р).
6. Розетки включения вентиляторов 48К (5Р и 6Р).

Шина № 1

Инерционный предохранитель ИП-50 (21Р).

А. Автомат защиты сети АЗС-10 (11Р)

1. Кнопка запуска 204К (6Е).
2. Микровыключатель для запуска КВ-6-2А (7Е).
3. Пусковая панель ПС-2В (2М).
4. Фильтр Ф14А (9М).
5. Перекачивающий насос ПЦР-1-5 (8М).

6. Контактор К-50Д (улучшенная система запуска, 55М).

7. Сигнализатор насоса заднего бака СД-3 (7К).

8. Сигнальная лампа насоса заднего бака СЛЦ-51 (зеленая, 8К).

Б. Автомат защиты сети АЗС-15 (11Р)

1. Реле для зажигания РТ-40 (9Е)

2. Пусковая катушка КР-1 (3Е).

3. Две свечи зажигания топлива: левая (4Е) и правая (2Е).

4. Две пусковые форсунки: левая (4Е) и правая (5Е).

5. Пусковой насос ПНР-45Б (3М).

6. Выключатель зажигания в воздухе В-46 (11Е).

7. Сигнальная лампа запуска в воздухе СЛЦ-51 (красная, 8Е).

8. Сигнальная лампа отказа генератора.

В. Автомат защиты сети АЗС-5 (5М)

1. Электромеханизм включения двигателя МГ-2 (45М).

2. Реле форсажа типа РТ-40 (9М).

3. Микровыключатель для форсажа КВ-6-2А (14Е).

4. Электрокран открывания сопла (11М).

5. Пусковая катушка типа КРМ-1 (2Е).

6. Свечи зажигания (К-284) (13Р).

7. Автоматический выключатель В-212 (46М).

8. Выключатель для открытия сопла (7М).

9. Микровыключатель КВ-6А (74М).

Г. Автомат защиты сети АЗС-5 (7М)

1. Пусковая коробка ПК-500 (6М).

2. Насос подкачки топлива агрегата АЗС-5 (5М).

Д. Автомат защиты сети АЗС-5 (53М)

1. Соленоид насоса ПН-14А (52М).

2. Лампа сигнализации аварийного отключения форсажа СЛЦ-51 (48М).

Е. Плавкая вставка на 10 а (54С)

1. Четыре сигнализатора типа АД-155А-3К (46С, 47С, 48С и 49С).

2. Лампа сигнализации пожара СЛЦ-51 (красная, 51С).

3. Кнопка проверки лампы пожара 204К (52С).

4. Кнопка включения пиропатрона 204К (53С).

5. Два пиропатрона пожарных баллонов (60С и 60С).

6. Кнопка 5К противообледенителя (11Т).

7. Электроклапан ЭК-48 МАИ (12Т).

Ж. Автомат защиты сети АЗС-5 (V)

1. Сигнализатор пускового давления СД-3 (1К).

2. Лампа сигнализации пускового давления СЛЦ-51 (красная, 2К).

3. Выключатель сигнальной лампы подвесных баков В-45 (30К).

4. Сигнализатор выработки подвесных баков СД-3 (26К).

5. Сигнальная лампа выработки из подвесных баков СЛЦ-51 (27К).

6. Сигнальная лампа остатка топлива СЛЦ-51 (красная, 11К).

7. Указатель топливомера (10К).

8. Датчик топливомера (9К).

6. Контактор К-50Д (улучшенная система запуска, 55М).

7. Сигнализатор насоса заднего бака СД-3 (7К).

8. Сигнальная лампа насоса заднего бака СЛЦ-51 (зеленая, 8К).

Б. Автомат защиты сети АЗС-15 (II)

1 Реле для зажигания РТ-40 (9Е).

2 Пусковая катушка КР-1 (3Е).

3. Две свечи зажигания топлива: левая (1Е) и правая (2Е).

4. Две пусковые форсунки: левая (4Е) и правая (5Е).

5. Пусковой насос ПНР-45Б (3М).

6. Выключатель зажигания в воздухе В-46 (11Е).

7. Сигнальная лампа запуска в воздухе СЛЦ-51 (красная, 8Е).

8. Сигнальная лампа отказа генератора.

В. Автомат защиты сети АЗС-10 (34М)

1. Электромеханизм включения форсажа МГ-2 (45М).

2. Реле форсажа типа РТ-40 (38М).

3. Микровыключатель для форсажа КВ-6-2А (14М).

4. Электрокран открывания сопла (47М).

5. Пусковая катушка типа КРМ-1А (12Е).

6. Свечи зажигания (К-284) (13Е).

7. Автоматический выключатель К-242 (46М).

8. Выключатель для открытия сопла (37М).

9. Микровыключатель КВ-6А (54М).

Автомат защиты сети АЗС-5 (7М)

Пусковая коробка ПК-500 (6М).

Насос подкачки топлива агрегат 422А (5М).

Автомат защиты сети АЗС-5 (53М)

Соленоид насоса ПН-14А (52М).

2. Лампа сигнализации аварийного отключения форсажа СЛЦ-51 (48М).

Е. Плавкая вставка на 10 а (54С)

1. Четыре сигнализатора типа АД-155А-3К (46С, 47С, 48С и 49С).

2. Лампа сигнализации пожара СЛЦ-51 (красная, 51С).

3. Кнопка проверки лампы пожара 204К (52С).

4. Кнопка включения пиропатрона 204К (53С).

5. Два пиропатрона пожарных баллонов (60С и 60С).

6. Кнопка 5К противообледенителя (11Т).

7. Электрфлапан ЭК-48 МАИ (12Т).

Ж. Автомат защиты сети АЗС-5 (V)

1. Сигнализатор пускового давления СД-3 (1К).

2. Лампа сигнализации пускового давления СЛЦ-51 (красная, 2К).

3. Выключатель сигнальной лампы подвесных баков В-45 (30К).

4. Сигнализатор выработки подвесных баков СД-3 (26К).

5. Сигнальная лампа выработки из подвесных баков СЛЦ-51 (27К).

6. Сигнальная лампа остатка топлива СЛЦ-51 (красная, 11К).

7. Указатель топливомера (10К).

8. Датчик топливомера (9К).

9. Указатель манометра топлива ЭМИ-3Р (13К).

10. Приемник манометра топлива П100 (12К).

11. Указатель манометра масла на 10 кг/см² ЭМИ-3Р (15К).

12. Приемник манометра масла на 10 кг/см² П-10 (14К).

13. Указатель термометра масла ЭМИ-3Р (17К).

14. Приемник термометра масла ТУЭ-48 (16К).

15. Сигнализаторы предельной перегрузки СД-22А и СД-23А (75С и 76С).

16. Сигнальная лампа предельной перегрузки (73С).

17. Переключатель «Мин». и «Макс.» ПП-45 (74С).

18. Указатель давления топлива на 100 кг/см² ЭМ-100 (28К).

19. Приемник давления топлива на 100 кг/см² (29К).

З. Автомат защиты сети АЗС-5 (36С)

1. Бортовые огни БАН-45 (33С и 34С).

2. Хвостовой огонь ХС-39 (35С).

3. Сигнализация выпуска левой стойки шасси типа ХС-39 (68С).

4. Сигнализация выпуска передней стойки шасси типа ХС-39 (69С).

5. Сигнализация выпуска правой стойки шасси типа ХС-39 (70С).

6. Реле сигнализации выпуска шасси (71С).

И. Автомат защиты сети АЗС-5 (44М)

1. Переключатель выпуска шасси ППН-45 (33М).

2. Электромагнитный кран управления шасси ГА-46 (43М).

Шина № 2

Инерционный предохранитель ИП-50 (20Э).

А. Плавкая вставка на 10 а (27С)

1. Переключатель для гидроусилителя элерона ПП-45 (36М).

2. Электромагнитный кран отключения гидроусилителя элерона ГА-74 (35М).

3. Концевые выключатели шасси ВК-44:

убранного положения левой стойки (4С),

выпущенного положения левой стойки (5С),

убранного положения передней стойки (6С),

выпущенного положения передней стойки (7С),

убранного положения правой стойки (8С),

выпущенного положения правой стойки (9С).

4. Сигнальная лампа АОС-42 (19С) с надписью «Выпусти шасси».

5. Сигнальные лампы шасси СМ-30:

выпущенного положения левой стойки (10С),

убранного положения левой стойки (11С),

выпущенного положения передней стойки (12С),

убранного положения передней стойки (13С),

выпущенного положения правой стойки (14С),

убранного положения правой стойки (15С).

6. Кнопка проверки лампы сигнализации шасси (16С).

7. Концевой выключатель выпущенного положения щитка-закрылка ВК-44 (17С).

8. Концевой выключатель выпущенного положения тормозных щитков (27М).
9. Выключатель управления тормозными щитками В-45 (30М).
10. Кнопка управления тормозными щитками 204К (31М).
11. Электромагнитный кран управления тормозными щитками ГА-13-5 (32М).
12. Сигнальная лампа выпущенного положения закрылков СЛЦ-51 (зеленая, 21С).
13. Сигнальная лампа выпущенного положения тормозных щитков (26М).
14. Лампа подсвета блока 19 (78С).
15. Выключатель включения лампы подсвета (77С).

Б. Плавкая вставка на 6 а (VII)

1. Кабинная лампа КЛСРК-45 (3С).
2. Выключатель сброса ракет В-45 (45С).
3. Четыре кнопки сброса ракет: белой (41С), красной (42С), зеленой (43С) и желтой (44С).
4. Четыре ракеты ЭКСР-46: белая (37С), красная (38С), зеленая (39С) и желтая (40С).
5. Высотный сигнализатор ВС-53 (64С).
6. Сигнальная лампа СЛЦ-51 (65С) (красная с надписью «Выключи РП-1»).

В. Плавкая вставка на 6 а (VI)

1. Две лампы ультрафиолетового облучения АРУФОШ-45: левая (57С) и правая (58С).
2. Два реостата ламп АРУФОШ РУФО-45: правый (56С) и левый (59С).
3. Розетка переносной лампы 47К (26С).
4. Розетка переносной лампы 47К (72С).

Г. Автомат защиты сети АЗС-10

1. Авиагоризонт АГИ-1 (1Н).
2. Усилитель ДГМК-3 (9Н).
3. Преобразователь ПАГ-1ФП (12Н).
4. Кнопка согласования ДГМК-3 5К (8Н).
5. Гироагрегат ДГМК-3 (13Н).
6. Соединительная колодка (10Н).
7. Датчик дистанционного компаса ПДК-3 (3Н).
8. Указатель компаса ДГМК-3 (5Н).
9. Блок № 22 РП-1.

Д. Автомат защиты сети АЗС-5 (20М)

1. Электрический указатель поворота ЭУП-46 (15Н).
2. Переключатель управления триммером руля высоты ПН-45 (18М).
3. Электромеханизм управления триммером руля высоты УТ-6Д (17М).
4. Электромеханизм управления триммером элерона (21М).
5. Переключатель управления триммером элерона ПН-45 (23М).

Е. Автомат защиты сети АЗС-20 (20Р)

1. Преобразователь МА-100 (19Р).
2. Автомат защиты сети АЗС-10 (7Р).
3. Фильтр Ф-14А для СРО (8Р).

Ж. Автомат защиты сети АЗС-25 (63С)

1. Переключатель для выпуска фары (62С).
2. Выдвижная фара ЛФСВ-45 (61С).

З. Плавкая вставка на 6 а (13Б)

1. Сигнальная лампа включения бомб «На взрыв» СЛЦ-51 (красная, 10Б).
2. Замок левой бомбы Д4-50 (1Б).
3. Замок правой бомбы Д4-50 (2Б).
4. Выключатель В-45 (16Б).
5. Выключатель В-45 (17Б).
6. Микровыключатель КВ-6А (14Б).
7. Микровыключатель КВ-6А (15Б).

Шина № 3

Инерционный предохранитель ИП-50 (199).

А. Автомат защиты сети АЗС-20 (10Р)

1. Преобразователь для АРК-5 МА-250 (12Р).
2. Щиток управления АРК-5 (11Р).

Б. Автомат защиты сети АЗС-5 (13Р)

1. Розетка для РВ-2 48К (22Р).
2. Фильтр для РВ-2 ФЗЧ-1Б (15Р).
3. Звонок МРП-48П (14Р).
4. Отвод на питание агрегата МРП-48П.

В. Автомат защиты сети АЗС-10 (3Т)

1. Обогрев трубки ПД-3А (1Т).
2. Обогрев часов (2Т).

Г. Автомат защиты сети АЗС-5 (6Т)

Обогрев перископа ТС-27АМ.

Д. Автомат защиты сети АЗС-10 (11Б)

1. Выключатель тактического сбрасывания бомб 2В-45 (4Б).
2. Кнопка сбрасывания бомб 204К (3Б).
3. Замок левой бомбы Д4-50 (1Б) (механизм взрыва подключен на шину № 2).
4. Замок правой бомбы Д4-50 (2Б) (механизм взрыва подключен на шину № 2).
5. Две сигнальные лампы подвески бомб СЛЦ-51 (зеленые): левая (8Б) и правая (9Б).

Е. Автомат защиты сети АЗС-10 (12Б)

Кнопка аварийного сбрасывания бомб 205К (6Б).

Ж. Автомат защиты сети АЗС-5 (28П)

1. Фильтр Ф-14А (29П).
2. Распределительная коробка АСП-3НМ (33П).
3. Прицельная головка АСП-3НМ (32П).
4. Автомат ввода высоты АСП-3НМ (31П).
5. Барреторный стабилизатор АСП-3НМ (30П).
6. Розетка (34П).
7. Ограничительная коробка (35П).

З. Автомат защиты сети АЗС-5 (23П)

1. Кнопка стрельбы и управления фотопулеметом 204К (24П).

2. Реле стрельбы МР-1 (22П).

И. Автомат защиты сети АЗС-5 (25П).

1. Фотопулемет С-13 (26П).
2. Розетка проверки работы фотопулемета 48К (37П).
3. Фотопулемет ФКП-2 (38П).

К. Автоматы защиты сети АЗС-10 работы пушек (7П, 14П, 21П)

1. Электроспуски пушек НР-23: левон задней (1П), левой передней (8П) и правой (15П).
2. Клапаны перезарядки ЭК-48 пушек: левой задней (2П), левой передней (9П) и правой (16П).

АЗС-25 (63С)
ры (62С).
С).

6 а (13Б)
мб «На взрыв»

2 Реле стрельбы МР-1 (22П).

В Автоматы защиты сети АЗС-5 (25П).

1 Фотопулемет С-13 (26П).

2 Розетка проверки работы фотопулемета 48К

3 Фотопулемет ФКП-2 (38П).

В Автоматы защиты сети АЗС-10
работы пушек

(7П, 14П, 21П)

1 Электроспуски пушек НР-23: левой задней
левой передней (8П) и правой (15П).

2 Клапаны перезарядки ЭК-48 пушек: левой зад-
ней (17), левой передней (9П) и правой (16П).

3. Кнопки перезарядки пушек 5К: левой задней
(6П), левой передней (13П) и правой (20П).

4. Временной механизм ВМ-2 (36П).

5. Счетчики патронов пушек УСБ-1М: левой зад-
ней (5П), левой передней (12П) и правой (19П).

6. Три реле для включения лампы готовности ору-
жия РВЗ-45 (3П, 10П, 17П).

Приборы контроля двигателя, не получающие
питания от бортовой сети:

1. Указатель, термометры: ТГЗ-47 или ТВГ-11
(22К).

2. Клеммная колодка ТГЗ-47 или ТВГ-11 (23К).

3. Четыре датчика термометр ТГЗ-47 или ТВГ-11
(18К, 19К, 20К, 21К).

4. Указатель тахометра ТЭ-15 (25К).

5. Датчик тахометра 2УГ1-48 (24К).

ГЛАВА VIII

РАДИООБОРУДОВАНИЕ

Радиооборудование самолета МиГ-17ПФ состоит из радиолокационного прицела РП-1; радиоаппаратуры для производства слепой посадки по системе ОСП-48П — автоматического радиоконюаса АРК-5, радиовысотомера РВ-2 и маркерного устройства МРП-48П; двусторонней свяэной радиостанции РСИУ-3М и самолетного радиоответчика. СРО. Компоновка радиооборудования на самолетах до и

после 6-й серии имеет различия. Схема размещения радиооборудования на самолете с утущенным вариантом размещения станции РП-1 приведена на фиг. 75.

Эксплуатация радиооборудования и уход за ним осуществляются в соответствии с регламентом № 9, а эксплуатация прицела РП-1 — в соответствии с инструкцией по эксплуатации РП-1.

1. РАДИОЛОКАЦИОННАЯ СТАНЦИЯ РП-1

На самолете установлена радиолокационная станция обзора и прицела РП-1, обеспечивающая выполнение тактических задач ночью и в условиях плохой видимости.

Радиолокационная станция РП-1 позволяет производить обнаружение цели, вести сближение при постоянном наблюдении за целью до дистанции эффективного поражения огнем пушек и вести прицельный огонь.

Поиск цели проводится поисковой антенной, связанной комплектом блоков с индикатором, расположенным перед летчиком справа от стрелкового прицела, над приборной доской.

Индикатор фиксирует положение цели относительно осей самолета и позволяет вести непрерывное наблюдение за целью в процессе сближения с ней. При приближении к цели на расстояние менее 2 км в действие автоматически вступает прицельная антенна, позволяющая производить точную наводку.

Прицельная антенна связана с блоком обработки данных № 8, находящимся перед прицелом АСП-3НМ на одной с ним оси. Цель, пойманная системой РП-1, проектируется блоком № 8 на отражательное стекло прицела АСП-3НМ. Совмещение цели, спроектированной с блока № 8, на отражательное стекло с маркерной точкой прицела означает наведение оружия в цель.

В системе РП-1 имеется блок электронного авиагоризонта, дающий ориентацию осей самолета относительно горизонта на экране индикатора и освобождающий летчика от необходимости вести наблюдения по авиагоризонту АГИ-1 и тем самым отвлекать свое внимание от индикатора (наблюдения за целью).

Весь комплект оборудования станции РП-1 размещен в носовой части фюзеляжа в пространстве от переднего обтекателя до шпангоута № 9.

В связи с большим количеством агрегатов станции РП-1 расположение блоков свяэной станции РСИУ-3М, автоматического радиоконюаса АРК-5, радиоответчика СРО и радиовысотомера РВ-2 несколько отличается от размещения их на самолете МиГ-17.

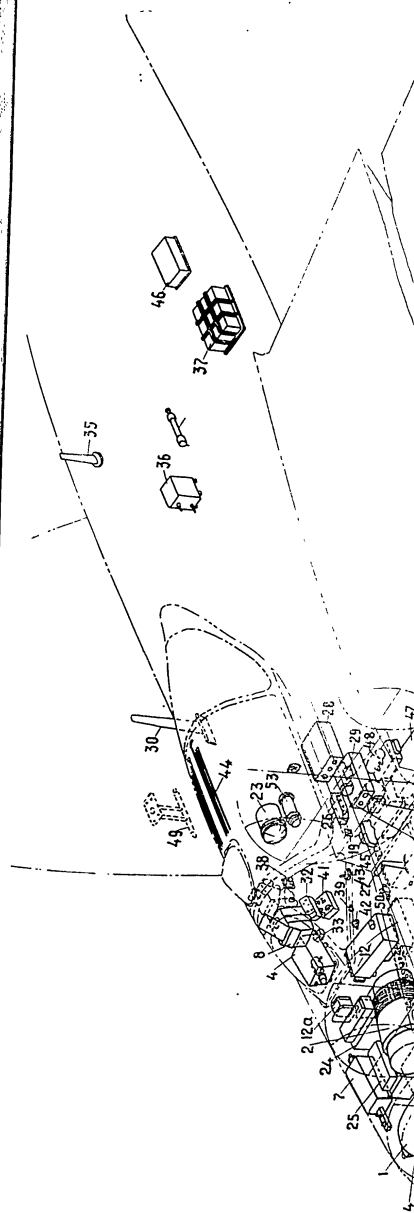
При нормальной видимости система РП-1 отключается и прицеливание производится обычным порядком через прицел АСП-3НМ.

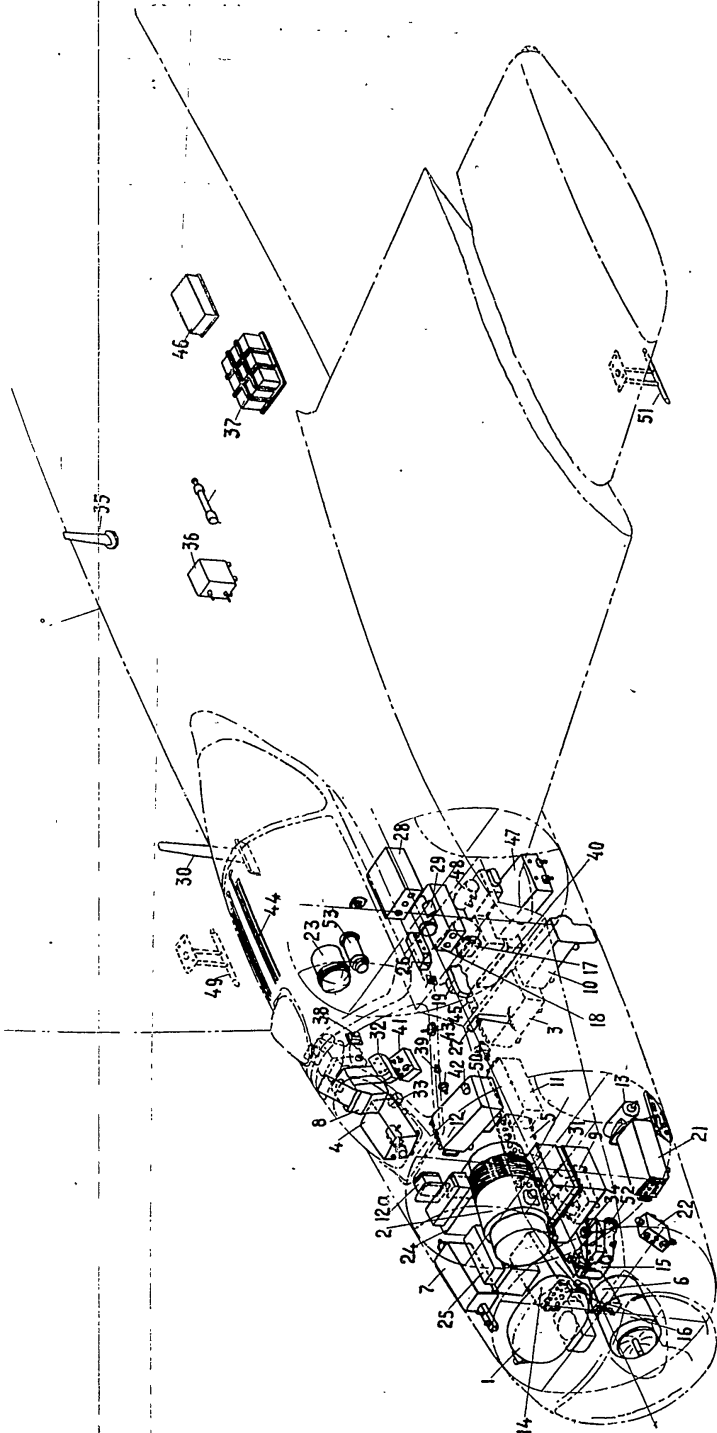
КОМПЛЕКТАЦИЯ И РАЗМЕЩЕНИЕ
АППАРАТУРЫ СТАНЦИИ РП-1
(на самолетах до 6-й серии)

В комплект станции РП-1 входят следующие блоки: поисковая антенна, приемо-передающий блок, приемо-индикаторный блок, индикатор, соединительная коробка (блок № 5), соединительная коробка (блок № 6), блок разверток, блок обработки данных, амплитудный блок, блок углового сопровождения, блок дальности, блок питания, блок СВЧ, преобразователь ПАГ-1Ф, блок сервоусилителей передачи данных, коммутатор, прицельная антенна, фильтровая коробка, преобразователь МА-1500, пульт контроля управления, блок авиагоризонта, соединительная коробка, датчик кренов ДК-6, четыре коробки контрольных разъемов, две кабельные коробки АР-18-17-6 и АР-18-17-7 и коробка АР-18-17-13 переключателя «День—Ночь».

Блоки расположены в следующих местах:

Поисковая антенна (блок № 1) — на шпангоуте





Фиг. 75. Схема размещения радиооборудования при улучшенном варианте размещения станции РП-1.

1 — блок № 1 — поисковая антенна станции РП-1; 2 — блок № 2 — приемно-передающий блок станции РП-1; 3 — блок № 3 — приемно-индикаторный блок станции РП-1; 4 — блок № 4 — индикатор станции РП-1; 5 — блок № 5 — соединительная коробка станции РП-1; 6 — блок № 6 — блок развертки станции РП-1; 7 — блок № 7 — блок обработки данных станции РП-1; 8 — блок № 8 — блок отработки данных станции РП-1; 9 — блок № 9 — амплитудный блок (блок электронных усилителей) станции РП-1; 10 — блок № 10 — блок углового сопровождения станции РП-1; 11 — блок № 11 — блок дальности станции РП-1; 12 — блок № 12 — блок питания и азимутальной развертки станции РП-1; 12а — блок 12а — блок СВЧ (высоковольтного питания) станции РП-1; 13 — преобразователь ПАГ-1ф станции РП-1; 14 — блок № 14 — блок сервоусилителей передачи данных станции РП-1; 15 — блок № 15 — антенный коммутатор станции РП-1; 16 — блок № 16 — прицельная антенна станции РП-1; 17 — блок № 17 — блок фильтра преобразователя МА-1500 станции РП-1; 18 — преобразователь МА-1500 станции РП-1; 19 — блок № 19 — пульт контроля и управления станции РП-1; 20 — блок № 20 — блок электронного авиационного горизонта станции РП-1; 21 — блок № 21 — соединительная антенна станции РП-1; 22 — блок № 22 — блок развертки станции РП-1; 23 — датчик кренов ДК-6 станции РП-1; 24 — блок А — передатчик станции РСИУ-3М; 25 — блок Б — приемник станции РСИУ-3М; 26 — блок П — шиток управления станции РСИУ-3М; 27 — кнопка включения передатчика РСИУ-3М; 28 — блок В — выпрямитель станции РСИУ-3М; 29 — преобразователь МА-100 станции РСИУ-3М; 30 — антенна станции РСИУ-3М; 31 — приемно-передатчик СРО; 32 — кодовый шиток СРО; 33 — кнопка взрыва СРО; 34 — инерционный замыкатель СРО; 35 — антенна СРО; 36 — приемник МРП-48П; 37 — внутрифюзеляжная антенна МРП-48П; 38 — электрический звонок МРП-48П; 39 — сигнальная лампа МРП-48П; 40 — приемник АРК-5; 41 — шиток управления АРК-5; 42 — указатель курса АРК-5; 43 — переключатель прицельных радиостанций «Ближняя-Дальняя» АРК-5; 44 — фоновая антенна АРК-5; 45 — переключатель поддиапазонов ближней приводной радиостанции АРК-5; 46 — внутрифюзеляжная антенна АРК-5; 47 — приемно-передатчик радиовысотометра РВ-2; 48 — преобразователь РВ-11АМ радиовысотометра РВ-2; 49 — приемная антенна РВ-2; 50 — указатель высоты РВ-2; 51 — передающая антенна радиовысотометра РВ-2; 52 — преобразователь МА-250 радиоконгаса АРК-5; 53 — выключатель коррекции ВК-53Р.

№ 1 по оси фюзеляжа, в верхней его части (фиг. 76).

Приемо-передающий блок (блок № 2) — в верхней части фюзеляжа, между шпангоутами № 1 и 4, слева от оси фюзеляжа (фиг. 77).

Приемо-индикаторный блок (блок № 3) — под полом кабины, между шпангоутами № 7 и 8а, справа от оси, (фиг. 78).

Индикатор (блок № 4) — над приборной доской, справа от оси самолета, между шпангоутами № 4 и 5.

Соединительная коробка (блок № 5) — на правом борту, между шпангоутами № 5 и 6, в нижней части фюзеляжа (см. фиг. 78).

Соединительная коробка (блок № 6) — в нише передней стойки шасси между шпангоутами № 2 и 3, справа от оси, в нижней части фюзеляжа.

Блок разверток (блок № 7) — между шпангоутами № 2 и 4, слева от оси фюзеляжа, над блоком № 21, под блоком № 2.

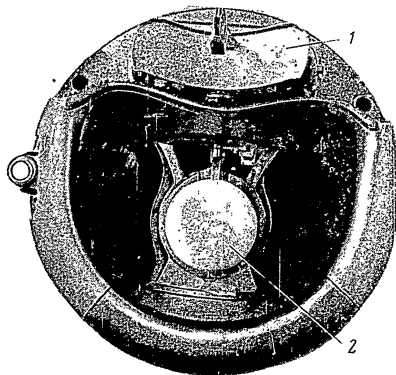
Блок обработки данных (блок № 8) — над приборной доской, смещен на 20 мм влево от оси самолета, перед прицелом АСП-3НМ.

Амплидинный блок (блок № 9) — у правого борта, между шпангоутами № 4 и 5а, в нижней части фюзеляжа.

Блок углового сопровождения (блок № 10) — под полом кабины, между шпангоутами № 7 и 8а, слева от оси (см. фиг. 78).

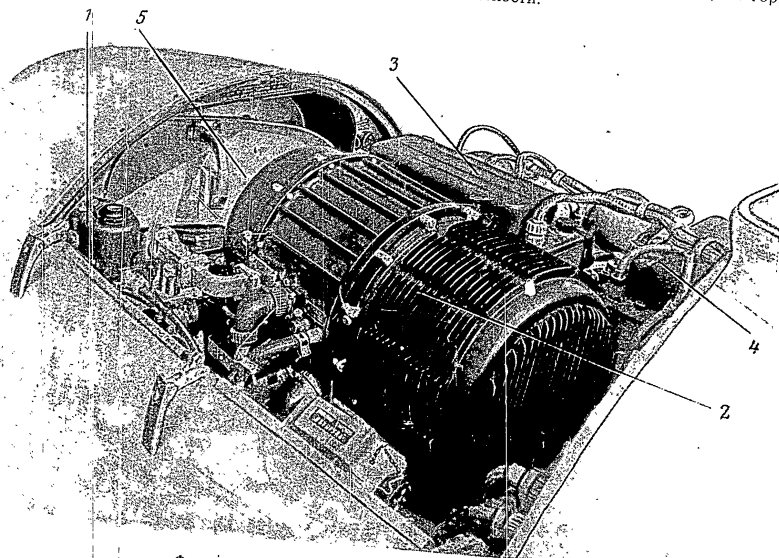
Блок дальности (блок № 11) — под полом кабины между шпангоутами № 6 и 7, у правого борта (см. фиг. 78).

Блок питания (блок № 12) — за приборной доской, у шпангоута № 4, слева от оси самолета, в верхней части фюзеляжа.

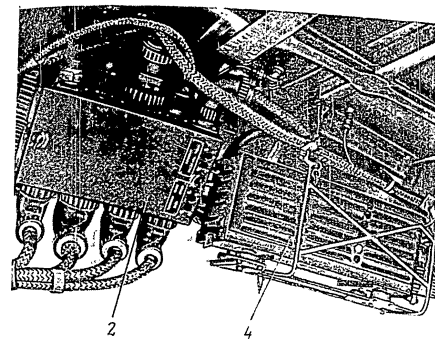


Фиг. 76. Антенны станции РР-1.
1 — поисковая антенна (блок № 1); 2 — капот прицельной антенны (блок № 16).

Блок СВИ (блок № 12а) — у шпангоута № 4, справа от оси самолета, за приборной доской.
Преобразователь ПАГ-1Ф — между шпангоутами № 2 и 3, справа от оси фюзеляжа, на горизонтальной жесткости.



Фиг. 77. Размещение оборудования в верхнем люке.
1 — инерционный замыкатель; 2 — блок № 2 станции РР-1; 3 — приемник станции РЦИУ-3М; 4 — передатчик станции РЦИУ-3М; 5 — поисковая антенна станции РР-1 (блок № 1).



Фиг. 78. Размещение блоков РР-1 в нише.
1 — приемо-индикаторный блок; 2 — соединительная коробка; 3 — блок дальности; 4 — блок дальности.

Блок сервоусилителей передачи данных (блок № 14) — под блоком № 12, слева от приборной доски.

Коммутатор (блок № 15) — между шпангоутами № 1 и 2, слева от оси фюзеляжа в средней части фюзеляжа.

Прицельная антенна (блок № 16) — по оси самолета, под поисковой антенной.

Коробка фильтра преобразователя МА-1500 (блок № 17-9) — между шпангоутами № 8а и 8, справа от оси, в нижней части фюзеляжа перед преобразователем, на наклонной стенке пола кабины.

Преобразователь МА-1500 — между шпангоутами № 8 и 9, в нижней части фюзеляжа, справа от оси, под полом кабины.

Пульт управления (блок № 19) — между шпангоутами № 6 и 7 на левом борту.

Блок авиагоризонта (блок № 21) — в переднем верхнем отсеке фюзеляжа, между шпангоутами № 2 и 4, слева от оси на горизонтальной жесткости, под блоком № 7.

Соединительная коробка (блок № 22) — на левом борту в нише передней стойки шасси, между шпангоутами № 2 и 3.

Датчик кренов ДК-6 — между шпангоутами № 4 и 5а (закреплен на шпангоуте № 4) в нижней части фюзеляжа, под полом кабины, слева от оси.

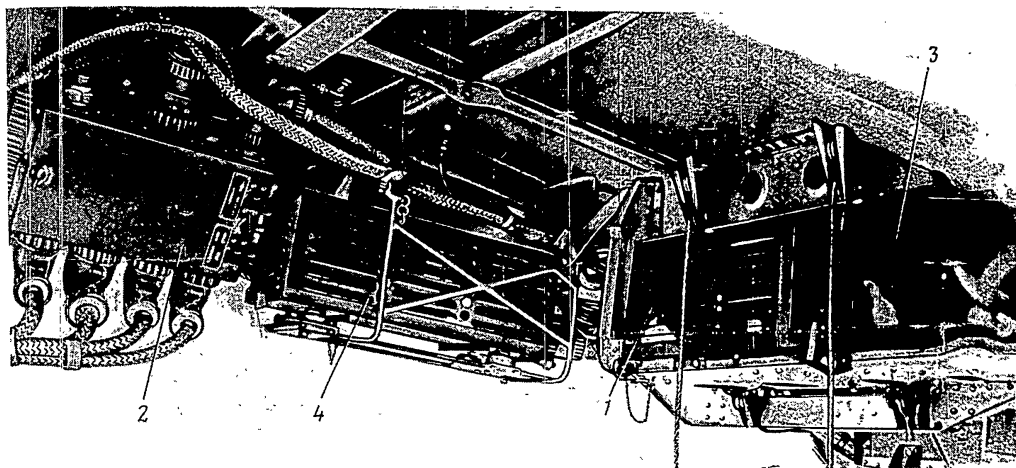
Коробка контрольных разъемов — между шпангоутами № 4 и 5а, у левого борта, в нижней части фюзеляжа.

Коробка контрольных разъемов — у левого борта, между шпангоутами № 3 и 4, в верхней части фюзеляжа.

Коробка контрольных разъемов — между шпангоутами № 6 и 7, у левого борта, в нижней части фюзеляжа и у шпангоута № 8 в кабине.

Две кабельные коробки АР-18-17-6 и АР-18-17-7 на правом борту фюзеляжа вверху за приборной доской.

Кабельная коробка АР-18-17-13 — в люке оборудования между шпангоутами № 3 и 4 справа вверху.



Фиг. 78. Размещение блоков РП-1 в нижнем люке фюзеляжа.

1—приемо-индикаторный блок; 2—соединительная коробка; 3—блок углового сопровождения; 4—блок дальности.

Блок сервоусилителей передачи данных (блок № 14) — под блоком № 12, слева за приборной доской.

Коммутатор (блок № 15) — между шпангоутами № 1 и 2, слева от оси фюзеляжа в средней части фюзеляжа.

Прицельная антенна (блок № 16) — по оси самолета, под поисковой антенной.

Коробка фильтра преобразователя МА-1500 (блок № 17-9) — между шпангоутами № 8а и 8, справа от оси, в нижней части фюзеляжа перед преобразователем, на наклонной стенке пола кабины.

Преобразователь МА-1500 — между шпангоутами № 8 и 9, в нижней части фюзеляжа, справа от оси, под полом кабины.

Пульт управления (блок № 19) — между шпангоутами № 6 и 7 на левом борту.

Блок авиагоризонта (блок № 21) — в переднем верхнем отсеке фюзеляжа, между шпангоутами № 2 и 4, слева от оси на горизонтальной жесткости, под блоком № 7.

Соединительная коробка (блок № 22) — на левом борту в нише передней стойки шасси, между шпангоутами № 2 и 3.

Датчик кренов ДК-6 — между шпангоутами № 4 и 5а (закреплен на шпангоуте № 4) в нижней части фюзеляжа, под полом кабины, слева от оси.

Коробка контрольных разъемов — между шпангоутами № 4 и 5а, у левого борта, в нижней части фюзеляжа.

Коробка контрольных разъемов — у левого борта, между шпангоутами № 3 и 4, в верхней части фюзеляжа.

Коробка контрольных разъемов — между шпангоутами № 6 и 7, у левого борта, в нижней части фюзеляжа и у шпангоута № 8 в кабине.

Две кабельные коробки АР-18-17-6 и АР-18-17-7 на правом борту фюзеляжа сверху за приборной доской.

Кабельная коробка АР-18-17-13 — в люке оборудования между шпангоутами № 3 и 4 справа сверху.

НАДДУВ БЛОКА № 2 СТАНЦИИ РП-1

Для нормальной эксплуатации в загерметизированной части станции РП-1 (блок № 2 и волноводные тракты) необходимо поддерживать абсолютное давление (на всех высотах) не менее $0,85 \text{ кг/см}^2$ и не более $2,1 \text{ кг/см}^2$.

Для этой цели блок № 2 имеет герметический корпус, в который подводится воздух из специальной системы надува блока (фиг. 79).

Система надува блока использует давление воздуха, поступающего в кабину по «холодной» магистрали, или воздух из системы герметизации фонаря.

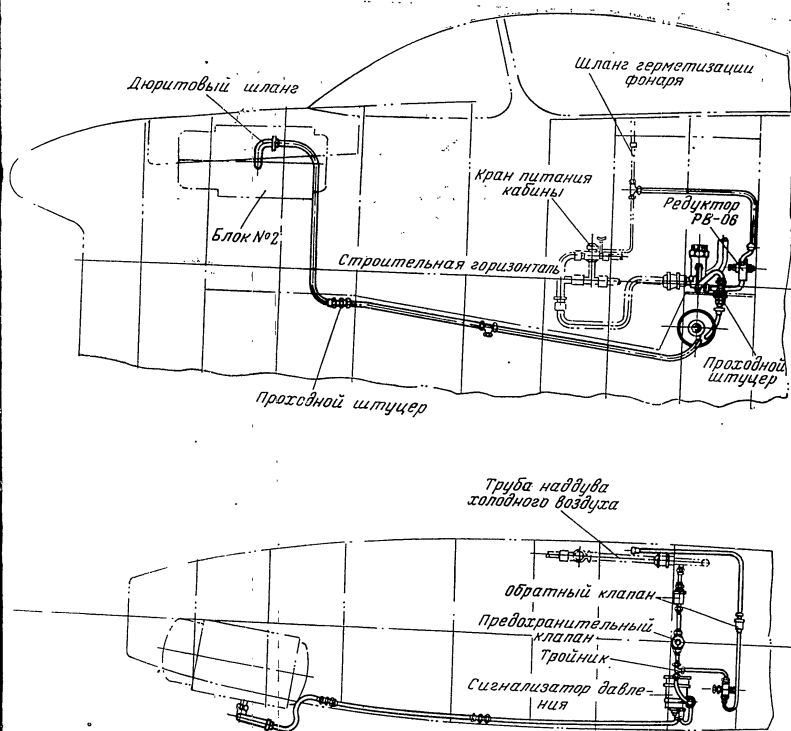
Система надува блока № 2 состоит из предохранительных клапанов избыточного давления (фиг. 80), сигнализатора давления ВС-53 (на первых машинах — ВС-46) (фиг. 81), обратных клапанов (фиг. 82), редуктора РВ-06, трубопроводов, тройников и проходных штуцеров, сигнальной лампы СЛЦ-51.

Воздух в систему надува блока № 2 поступает из штуцера трубы «холодного воздуха» надува кабины через клапан, в корпус предохранительных клапанов, поддерживающих постоянное избыточное давление в системе, затем через блок с сигнализатором ВС-53 проходит по трубопроводу в блок № 2.

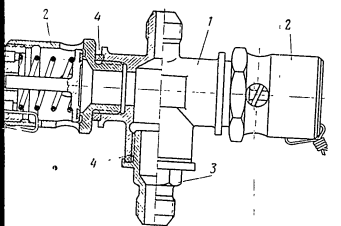
Сигнализатор давления ВС-53 заключен в герметический кожух (бачок), смонтированный под полом кабины у шпангоута № 8 слева. При уменьшении абсолютного давления в системе надува ниже $0,9 \text{ кг/см}^2$ на приборной доске загорается сигнальная лампа «Надув не работает», электрически связанная с сигнализатором давления.

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ. После загорания сигнальной лампы «Надув не работает» необходимо следить за сигнальной лампой с надписью «Выключи станцию» на индикаторе РП-1, при загорании которой (падение абсолютного давления в блоке № 2 ниже $0,85 \text{ кг/см}^2$) станцию РП-1 выключить.

Давление в системе поддавливания может понизиться при работе двигателя на холостом ходу или на большой высоте. В этом случае воздух под давлением начинает поступать из бортовой сети сжатого воздуха от тройника системы надува шланга



Фиг. 79. Схема наддува блока № 2 станции РР-1.



Фиг. 80. Предохранительные клапаны.
1-предохранительный клапан; 2-предохранительный клапан; 3-штуцер; 4-прокладка.

аши фонаря через редуктор РВ-06, смон-
ный в кабине у левого борта между шпан-
№ 8 и 9. Редуктор РВ-06 отрегулирован
на $0,575 \pm 0,05$ кг/см². Пока подается воз-
духа, на которое отрегулирован редуктор — он
а, а перетекания воздуха не происходит
обратному клапану.

При работе станции РР-1 на земле для охлаж-
дения блока № 2 устанавливаются два вентилято-
ра, которые крепятся к кронштейнам, смонтирован-
ным на шпангоутах № 4 и 1.

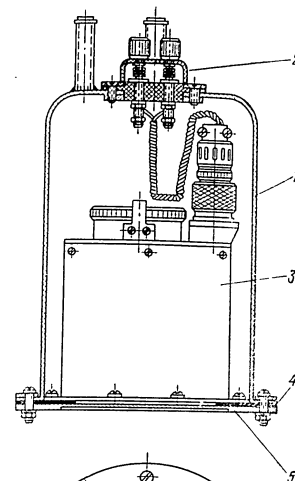
В полете блок № 2 станции РР-1 охлаждается
потокм воздуха, проходящим через два заборных
патрубка, установленных на левом канале всасыва-
ния, и один отводящий патрубок, установленный
на правом канале.

УЛУЧШЕННОЕ РАЗМЕЩЕНИЕ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ПРИЦЕЛА РР-1

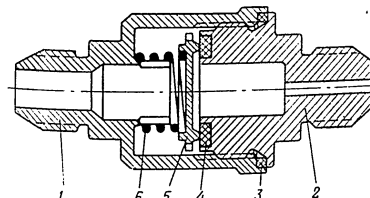
На самолетах МиГ-17ПФ, начиная с 6-й серии,
введено улучшенное размещение радиолокацион-
ного прицела РР-1 (фиг. 83).

Новое размещение блоков РР-1 значительно
улучшает эксплуатационные качества станции,
обеспечивая удобный подход к большинству блоков
радиолокационного прицела без демонтажа другого
оборудования самолета.

В результате перекомпоновки изменено распо-
ложение следующих блоков станции РР-1: блока № 7,



Фиг. 81. Сигнализатор давления ВС-53
1-корпус; 2-герметичный электровыход; 3-высотный
сигнализатор ВС-53; 4-уплотнительные прокладки; 5-диск



Фиг. 82. Обратный клапан.
1-корпус; 2-штуцер; 3-прокладка; 4-кольцо; 5-клапан;
6-пружина.

преобразователя ПАГ-1Ф, блока № 14, блока № 21,
блока № 22, датчика кренов ДК-6, блоков № 12 и
12А, коробки 17-6 и 17-7. Остальные блоки оставле-
ны на прежних местах, но улучшено их крепле-
ние — упрощена конструкция крепления, улучшена его
амортизация, обеспечен быстрый демонтаж блоков.
Улучшенное размещение радиолокационного при-
цела вызвало перекомпоновку некоторой части

остального оборудования, в
ной части самолета: блок
противообледенительного ус-
оборудования, воздушной с-
станции РСИУ-3М, систем
костюма ППК-1 и ОСП-48

Одновременно с улучшен-
РР-1 произведены измене-
станции: добавлены два по-
коррекции ВК-53Р и развет-
улучшения работы датчика
длина соединительных жгу-
т

Подробные сведения о
прицелах устройства бл-
прицела РР-1 и блоков вс-
го оборудования к станци-
эксплуатации, контролю за
регулировке изложены в
РР-1 и инструкции по экс-
заводом-изготовителем стан-

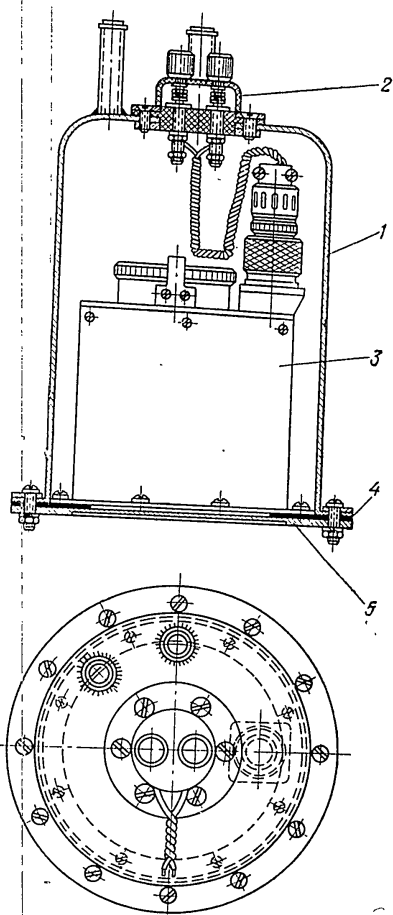
Комплектация и
при улучшен-
размер

В комплект РР-1 при-
входят следующие бл-
антенна 1, приемопере-
дикаторный блок 3, пере-
коррекции ВК-53, блок
ток 7, блок отработки по-
9, блок углового сообра-
сти 11, блок питания 12,
коробка переключате-
воусилителей переда-
мотор 15, прицел на-
тель МА-1500 (поз. 17),
(поз. 18), пульт управ-
та 21, соединительный
коррекции ВК-53 (поз. 22),
ка 31, три группы коор-
26, две кабельные кор-
ка 31, три группы коор-

Блоки РР-1 при новом
положены в следующих
Полковная антенна (бл-
№ 1, по оси фиксации, в
вой конструкции. Объек-
большую радиопрозрач-
ка имеет металлическую
ную резину С-247, умень-
работу станции РР-1

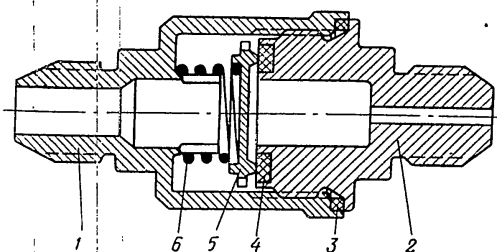
Антенна укреплен на
блоков № 1 и 16 (фиг. 84).
Приемо-передающий бло-
ром месте в верхней части
гоутами № 1 и 4, стена с
крепления блока имеют ам-
регулировку направления
вертикальном направлении
ния блока упрощает монта-
нению воловоодных трак-
Приемо-индикаторный бл-

на старом месте под полом
утами № 7 и 8А, справа от
Блок установлен на отде-
независимо от крепления б-
Индикатор (блок № 4).
ной доской, справа от осн-



Фиг. 81. Сигнализатор давления ВС-53.

1—корпус; 2—герметичный электровывод; 3—высотный сигнализатор ВС-53; 4—уплотнительные прокладки; 5—дно.



Фиг. 82. Обратный клапан.

1—корпус; 2—штуцер; 3—прокладка; 4—кольцо; 5—клапан; 6—пружина.

преобразователя ПАГ-1Ф, блока № 14, блока № 21, блока № 22, датчика кренов ДК-6, блоков № 12 и 12А, коробок 17-6 и 17-7. Остальные блоки оставлены на прежних местах, но улучшено их крепление—упрощена конструкция крепления, улучшена его амортизация, обеспечен быстрый демонтаж блоков.

Улучшенное размещение радиолокационного прицела вызвало перекомпоновку некоторой части

остального оборудования, расположенного в головной части самолета: блоков прицела АСП-ЗНМ, противообледенительного устройства, кислородного оборудования, воздушной системы, связной радиостанции РСИУ-ЗМ, систем противоперегрузочного костюма ППК-1 и ОСП-48.

Одновременно с улучшением размещения блоков РП-1 произведены изменения в комплекте самой станции: добавлены два новых блока (выключатель коррекции ВК-53Р и разветвительная коробка) для улучшения работы датчика кренов ДК-6 и изменена длина соединительных жгутов.

Подробные сведения о технических данных и принципах устройства блоков радиолокационного прицела РП-1 и блоков вспомогательного наземного оборудования к станции, а также указания по эксплуатации, контролю за работой станции и ее регулировке изложены в техническом описании РП-1 и инструкции по эксплуатации, выпущенной заводом-изготовителем станции.

Комплектация и размещение блоков при улучшенном варианте размещения

В комплект РП-1 при улучшенном размещении входят следующие блоки (см. фиг. 83): поисковая антенна 1, приемо-передающий блок 2, приемо-индикаторный блок 3, индикатор 4, соединительная коробка 5, соединительная коробка 6, блок разверток 7, блок отработки данных 8, амплидинный блок 9, блок углового сопровождения 10, блок дальности 11, блок питания 12, блок СВЧ (поз. 12а), коробка переключателя «День—Ночь» 13, блок сервоусилителей передачи данных 14, антенный коммутатор 15, прицельная антенна 16, преобразователь МА-1500 (поз. 17), датчик кренов ДК-6 (поз. 18), пульт управления 19, блок авиагоризонта 21, соединительная коробка 22, выключатель коррекции ВК-53 (поз. 27), разветвительная коробка 31, три группы контрольных разъемов 20, 25 и 26, две кабельные коробки 23 и 24.

Блоки РП-1 при новом варианте размещения расположены в следующих местах:

Поисковая антенна (блок № 1) — на шпангоуте № 1, по оси фюзеляжа, в верхнем обтекателе сотовой конструкции. Обтекатель имеет меньший вес и большую радиопрозрачность, нижняя часть обтекателя имеет металлический экран и поглотительную резину С-247, уменьшающую влияние земли на работу станции РП-1.

Антенна укрепена на кронштейне, общем для блоков № 1 и 16 (фиг. 84).

Приемо-передающий блок № 2 остался на старом месте в верхней части фюзеляжа между шпангоутами № 1 и 4, слева от оси фюзеляжа. Узлы крепления блока имеют амортизацию и допускают регулировку положения блока в горизонтальном и вертикальном направлениях. Регулировка положения блока упрощает монтажные работы по соединению волноводных трактов.

Приемо-индикаторный блок № 3 также остался на старом месте под полом кабины, между шпангоутами № 7 и 8А, справа от оси самолета.

Блок установлен на отдельной панели крепления, независимо от крепления блока № 10.

Индикатор (блок № 4) расположен над приборной доской, справа от оси самолета, между шпан-

гоутами № 4 и 5. Индикатор снабжен специальным резиновым тубусом, что улучшает наблюдение за экраном индикатора.

Соединительная коробка (блок № 5), как и прежде, находится на правом борту, между шпангоутами № 5 и 6, в нижней части фюзеляжа.

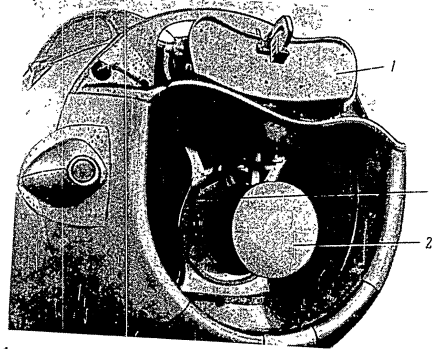
Соединительная коробка (блок № 6) — тоже на прежнем месте — в нише передней стойки шасси, между шпангоутами № 2 и 3, справа от оси, в нижней части фюзеляжа (см. фиг. 83).

Блок разверток (блок № 7) установлен на новом месте между шпангоутами № 2 и 3, справа от оси фюзеляжа, наверху в переднем отсеке оборудования; доступ к блоку теперь обеспечен со всех сторон (фиг. 85).

Блок обработки данных (блок № 8) остался над приборной доской, помещен на 20 мм влево от оси самолета (перед прицелом АСП-ЗНМ). Улучшен подход к сельсину азимута блока № 8, благодаря тому что снят КИ-12 и перенесены вниз два блока: барротор и автомат ввода высоты автоматического прицела АСП-ЗНМ.

Амплидинный блок (блок № 9) находится на прежнем месте у правого борта, между шпангоутами № 4 и 5А, в нижней части фюзеляжа (фиг. 86).

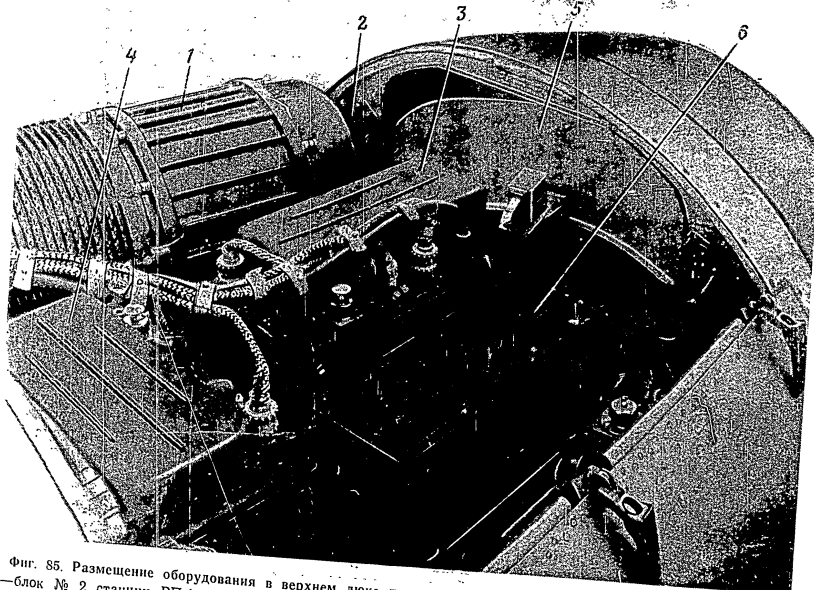
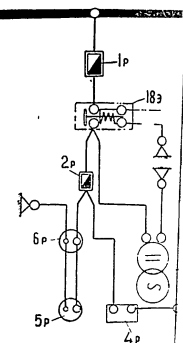
Блок углового сопровождения (блок № 10) остался под полом кабины, между шпангоутами № 7 и 8А, слева от оси; он установлен на отдельной легкосъемной панели.



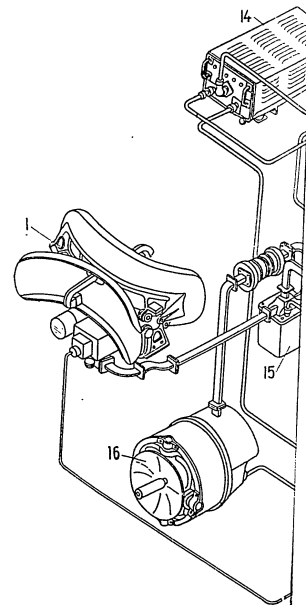
Фиг. 84. Антенны станции РП-1 при улучшенном варианте размещения.
1 — поисковая антенна; 2 — прицельная антенна; 3 — общий крошштейн.

Блок дальности (блок № 11) также остался на прежнем месте под полом кабины между шпангоутами № 6 и 7 у правого борта; он закрыт дюралевым защитным кожухом толщиной 0,5 мм для предохранения от забрызгивания маслом при работе пушек.

Схема питания станции

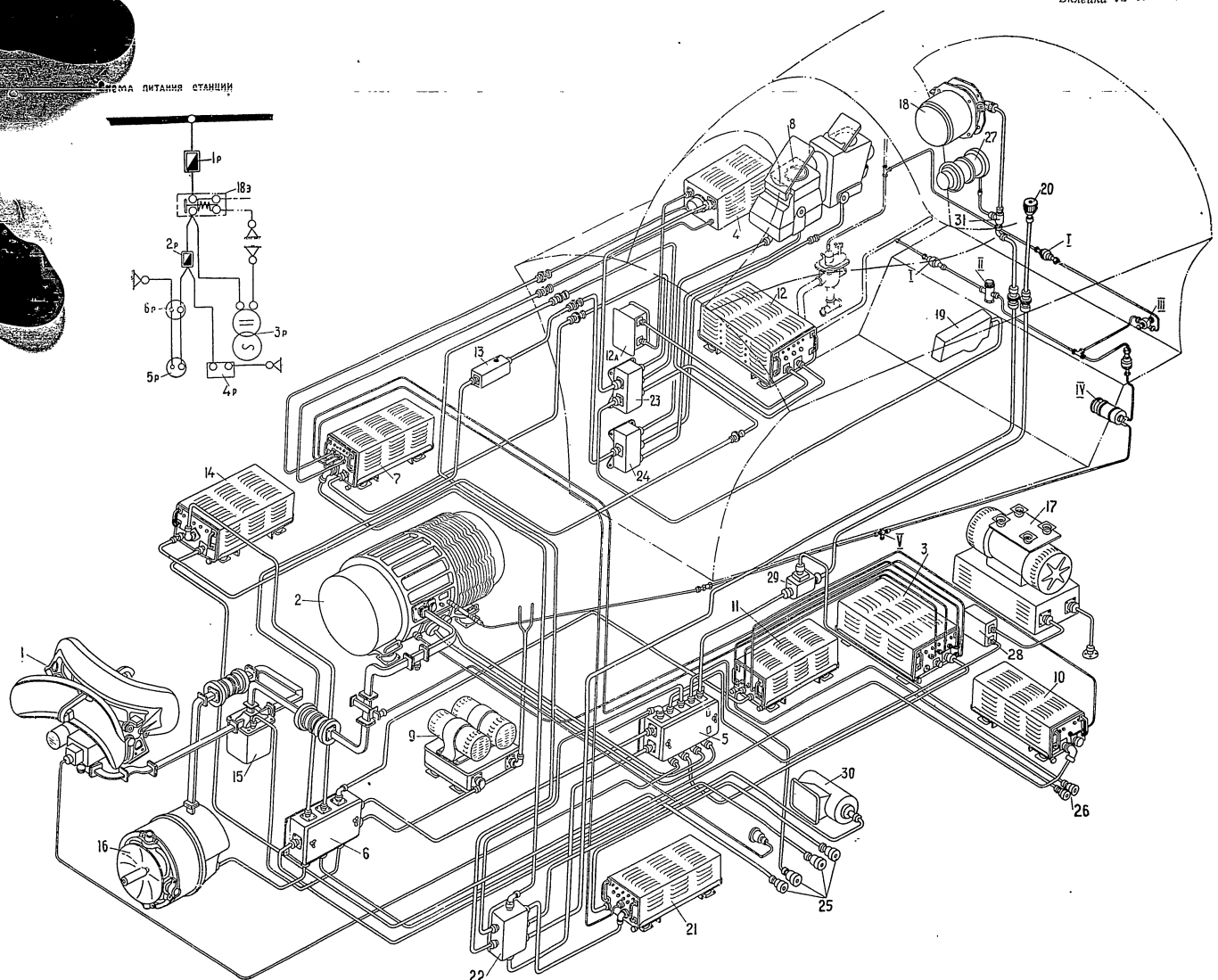


Фиг. 85. Размещение оборудования в верхнем люке при улучшенном варианте размещения станции РП-1.
1 — блок № 2 станции РП-1; 2 — инерционный замыкатель; 3 — приемник РСИУ-ЗМ; 4 — передатчик РСИУ-ЗМ; 5 — поисковая антенна; 6 — блок № 7 станции РП-1.



Фиг. 86.
1 — блок № 1 — поисковая антенна; 2 — передающий блок; 3 — блок № 3 — блок; 4 — блок № 4 — индикатор; 5 — б- тельная коробка; 6 — блок № 6 — соединительная коробка; 7 — блок № 7 — блок разверток; 8 — блок данных; 9 — блок № 9 — амплитудный усилитель; 10 — блок № 10 — машинный усилитель; 11 — блок № 11 — блок проводящий; 12 — блок № 12 — блок питания и азимутальной

Вкладка № 6. Секретно



Фиг. 83. Схема размещения и соединения блоков радиолокационного прицела РП-1 при улучшенном варианте размещения.

1—блок № 1 — поисковая антенна; 2—блок № 2 — приемопередающий блок; 3—блок № 3 — приемно-индикаторный блок; 4—блок № 4 — индикатор; 5—блок № 5 — соединительная коробка; 6—блок № 6 — соединительная коробка; 7—блок № 7 — блок разверток; 8—блок № 8 — блок отработки данных; 9—блок № 9 — амплитудный блок (электромагнитных усилителей); 10—блок № 10 — блок углового сопровождения; 11—блок № 11 — блок дальности; 12—блок № 12 — блок питания и азимутальной развертки; 12а—блок

№ 12А — блок СВЧ (высоковольтного питания); 13 — переключатель «День—Ночь»; 14—блок № 14 — блок сервоусилителей; 15—блок № 15 — антенный коммутатор; 16—блок № 16 — прицельная антенна; 17—преобразователь МА-1500; 18—датчик кренов ДК-6; 19—блок № 19 — пульт контроля и управления; 20—контрольный разъем; 21—блок № 21 — блок электронного анагоризонта; 22—блок № 22 — соединительная коробка; 23—кабельная коробка АР18-17-7; 24—кабельная коробка АР18-17-6; 25—группа контрольных

разъемов; 26—группа контрольных разъемов; 27—выключатель коррекции ВК-53Р; 28—блок № 17-9 — коробка фильтра преобразователя; 29—блок № 17-12 — разветвительная коробка; 30—преобразователь ПАТ-1Ф; 31—разветвительная коробка; I—обратный клапан; II—предохранительные клапаны; III—редуктор РВ-06; IV—сигнализатор давления ВС-53; V—тройник для проверки герметичности системы надува блока № 2 на земле.

Блок питания (блок № 12) расположен за приборной доской, у шпангоута № 4, слева от оси, в верхней части фюзеляжа. Блок развернут лицевой стороной внутрь кабины для лучшего доступа к нему.

Блок СВЧ (блок № 12А) находится у шпангоута № 4, справа от оси за приборной доской. Новое расположение блока облегчило доступ к нему, сделало его более легкосъемным.

Преобразователь ПАГ-1Ф расположен на новом месте между шпангоутами № 4 и 5А, слева в нижней части фюзеляжа на месте прежней установки ДК-6.

Блок сервоусилителей (блок № 14) расположен также на новом месте между шпангоутами № 2 и 3, несколько правее оси самолета в средней части фюзеляжа, под блоками РСНУ-3М; улучшился доступ к лицевой стороне блока.

Коммутатор (блок № 15) остался на прежнем месте между шпангоутами № 1 и 2, слева от оси фюзеляжа в люке оборудования.

Прицельная антенна (блок № 16) расположена на прежнем месте по оси самолета под поисковой антенной (блоком № 1). Обе антенны укреплены на общем кронштейне, установленном на шпангоуте № 1; это обеспечивает точность взаимного расположения антенн и уменьшает перемены волнового тракта (см. фиг. 84).

Изменен способ наводки прицельной антенны, в связи с этим в новую конструкцию кронштейна введены эксцентриковые регулирующие втулки.

Коробка фильтра преобразователя МА-1500 (блок № 17-9) расположена на новом месте между шпангоутами № 4 и 5А, слева от оси самолета.

ду шпангоута в нижней части фюзеляжа.

Преобразователь ПАГ-1Ф расположен на новом месте между шпангоутами № 4 и 5А, слева от оси самолета.

Пульт управления расположен на новом месте между шпангоутами № 4 и 5А, слева от оси самолета.

Блок авиационного оборудования расположен на новом месте между шпангоутами № 4 и 5А, слева от оси самолета.

Блок сервоусилителей расположен на новом месте между шпангоутами № 2 и 3, несколько правее оси самолета.

Соединительная коробка расположена на новом месте между шпангоутами № 1 и 2, слева от оси самолета.

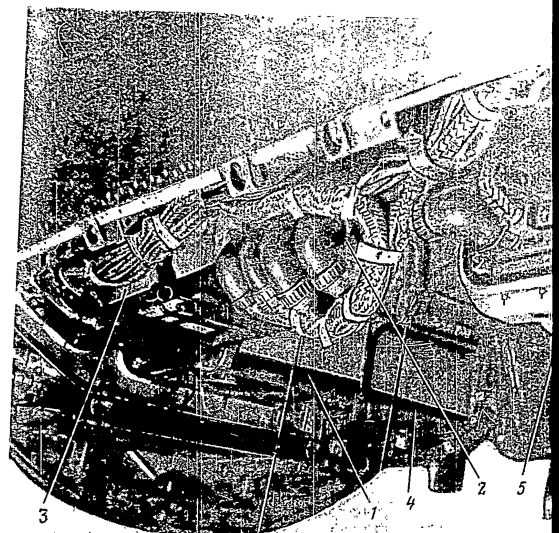
Прицельная антенна расположена на новом месте под поисковой антенной.

Обе антенны укреплены на общем кронштейне, установленном на шпангоуте № 1.

Это обеспечивает точность взаимного расположения антенн и уменьшает перемены волнового тракта.

Изменен способ наводки прицельной антенны, в связи с этим в новую конструкцию кронштейна введены эксцентриковые регулирующие втулки.

Коробка фильтра преобразователя МА-1500 расположена на новом месте между шпангоутами № 4 и 5А, слева от оси самолета.



Фиг. 86. Размещение блоков станции РП-1 в отсеке
1—приемо-индикаторный блок (блок № 3); 2—соединительная коробка (блок № 11); 3—приемо-индикаторный блок (блок № 3); 4—блок углового сопровождения (блок № 10); 5—ампли

Блок питания (блок № 12) расположен за приборной доской, у шпангоута № 4, слева от оси, в верхней части фюзеляжа. Блок развернут лицевой стороной внутрь кабины для лучшего доступа к нему.

Блок СВВ (блок № 12А) находится у шпангоута № 4, справа от оси за приборной доской. Новое расположение блока облегчило доступ к нему, сделало его более легкосъемным.

Преобразователь ПАГ-1Ф расположен на новом месте между шпангоутами № 4 и 5А, слева в нижней части фюзеляжа на месте прежней установки ДК-6.

Блок сервоусилителей (блок № 14) расположен также на новом месте между шпангоутами № 2 и 3, несколько правее оси самолета в средней части фюзеляжа, под блоками РСНУ-3М; улучшился доступ к лицевой стороне блока.

Коммутатор (блок № 15) остался на прежнем месте между шпангоутами № 1 и 2, слева от оси фюзеляжа в люке оборудования.

Прицельная антенна (блок № 16) расположена на прежнем месте по оси самолета под поисковой антенной (блоком № 1). Обе антенны укреплены на общем кронштейне, установленном на шпангоуте № 1; это обеспечивает точность взаимного расположения антенн и уменьшает перекосы волноводного тракта (см. фиг. 84).

Изменен способ наводки прицельной антенны, в связи с этим в новую конструкцию кронштейна введены эксцентриковые регулируемые втулки.

Коробка фильтра преобразователя МА-1500 (блок № 17-9) расположена на новом месте меж-

ду шпангоутами № 8А и 8, справа от оси самолета в нижней части фюзеляжа перед преобразователем.

Преобразователь МА-1500 остался на прежнем месте между шпангоутами № 8 и 9, в нижней части фюзеляжа, справа от оси самолета под полом кабины.

Пульт управления (блок № 19) тоже сохранен на прежнем месте между шпангоутами № 6 и 7, на левом борту, в кабине.

Блок авиаторизонта (блок № 21) размещен на новом месте в нижней части фюзеляжа, слева от оси в зоне шпангоутов № 3 и 4. Новое расположение обеспечивает хороший доступ к лицевой стороне блока при снятом щитке левой передней пушки.

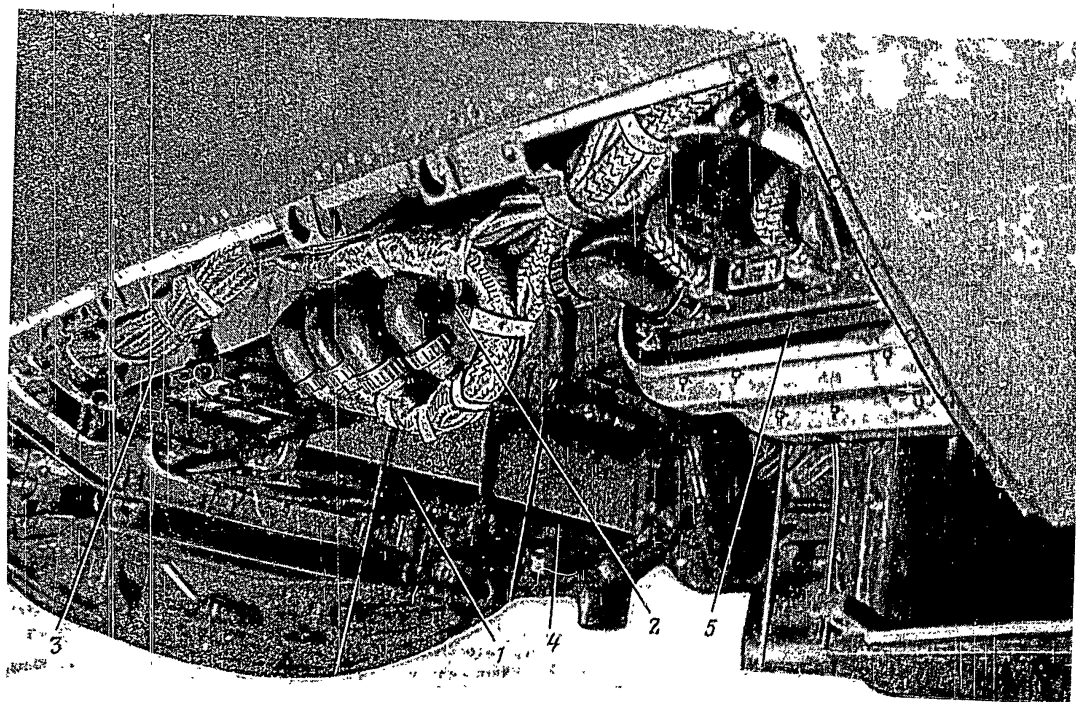
Соединительная коробка (блок № 22) по сравнению со старым расположением сдвинута и возвращена; она находится на левом борту в нише носовой стойки, в зоне шпангоутов № 2 и 3.

Датчик кренов ДК-6 установлен в кабине самолета между шпангоутами № 8 и 9 у правого борта. Новое размещение ДК-6 (вдали от пушки) обеспечивает более устойчивую и надежную работу его при стрельбе пушек.

Блок ВК-53Р расположен на правом борту в кабине самолета под датчиком ДК-6 в зоне шпангоутов № 8 и 9.

Разветвительная коробка (блок 17-23), соединяющая ДК-5 с ВК-53Р, введена вновь. Она расположена на правом борту фюзеляжа между шпангоутами № 8 и 9 около датчика кренов ДК-6.

Две кабельные коробки (блоки 17-6 и 17-7) размещены за приборной доской, соответственно на левой и правой сторонах кабины. Новое расположе-



Фиг. 86. Размещение блоков станции РП-1 в отсеке вооружения.
1—приемо-индикаторный блок (блок № 3); 2—соединительная коробка (блок № 5); 3—блок давления (блок № 11); 4—блок углового сопровождения (блок № 10); 5—амплинный блок (блок № 9).

ние обеспечивает более удобный доступ к коробкам и их легкосъемность.

Две группы контрольных разъемов установлены (каждая отдельно) в нижней части фюзеляжа по левому борту, между шпангоутами № 4 и 5А, № 7 и 8; третья группа находится у шпангоута № 8, в

кабине на левом борту рядом с блоком В станции РСНУ-ЗМ.

Коробка переключателя «День—Ночь» осталась на прежнем месте на правом борту в люке оборудования, между шпангоутами № 3 и 4.

2. ОБОРУДОВАНИЕ СЛЕПОЙ ПОСАДКИ ОСП-48П

Оборудование слепой посадки (фиг. 87) самолета МиГ-17ПФ не отличается от соответствующего оборудования самолета МиГ-17 и состоит из следующих агрегатов: автоматического радиоконвекса АРК-5, радиовысотомера малых высот РВ-2 и маркерного радиостройства МРП-48П.

В связи с появлением на самолете большого количества агрегатов станции РП-1 размещение агрегатов ОСП-48П несколько отличается от размещения их на самолете МиГ-17.

АВТОМАТИЧЕСКИЙ РАДИОКОМПАС АРК-5

В комплект радиоконвекса АРК-5 входят: приемник, рамочная внутрифюзеляжная антенна, преобразователь МА-250, указатель курса, щиток управ-

ления, лучевая антенна, переключатель приводных радиостанций «Дальняя» и «Ближняя», дистанционный переключатель поддиапазонов «Ближней» приводной радиостанции и влагопоглотитель внутрифюзеляжной антенны.

Агрегаты АРК-5 установлены на самолете в следующих местах:

Щиток управления — на правом борту кабины, между шпангоутами № 6 и 7.

Приемник — блок К16 — в нижней части фюзеляжа, между шпангоутами № 8А и 9 (несколько смещен от оси вправо).

Лучевая антенна наклеена на остеклении фонаря.

Внутрифюзеляжная антенна (рамка) — в нижней

части фюзеляжа, между шпангоутами № 21 и 23 на крышке специального люка.

Преобразователь МА-250 — в переднем верхнем отсеке фюзеляжа (на горизонтальной жесткости), между шпангоутами № 2 и 3.

Переключатель поддиапазонов — на левом пульте у шпангоута № 6.

Указатель радиоконвекса СУП — на левой части приборной доски.

Влагопоглотитель внутрифюзеляжной антенны между шпангоутами № 22 и 23 внизу справа, в специальном люке.

Переключатель ПП-45 приводных радиостанций «Дальняя» и «Ближняя» — на подфоновой обшивке под козырьком слева.

Радиоканал к рамке АРК-5 защищен от температурных воздействий обмоткой из шнурового асбеста (2 мм, два слоя) и стекляной ленты ЛАС.

РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-2

В комплект аппаратуры радиовысотомера входят: передатчик, преобразователь РВ-11АМ, указатель высоты и две антенны — рамочная и передающая.

Агрегаты радиовысотомера РВ-2 установлены на самолете в следующих местах:

Передатчик — в нижней части фюзеляжа, между шпангоутами № 8А и 9 у левого борта.

Преобразователь РВ-11АМ — над передатчиком, между шпангоутами № 8А и 9 у левого борта.

3. СВЯЗНАЯ УЛЬТРАКОРОТКОВОЛН

Комплект аппаратуры радиостанции РСНУ-ЗМ такой же, как и на самолете МиГ-17, размещение агрегатов имеет отличия.

В комплект радиостанции РСНУ-ЗМ входят: приемник (блок Б), передатчик (блок А), преобразователь МА-100, щиток управления (блок П), выпрямитель (блок В) и антенна.

Агрегаты радиостанции размещены на самолете в следующих местах:

Передатчик (блок А) — в верхней части переднего отсека оборудования фюзеляжа, между шпангоутами № 3 и 5, справа от оси фюзеляжа.

Приемник (блок Б) — перед передатчиком, между шпангоутами № 1 и 3, справа от оси фюзеляжа.

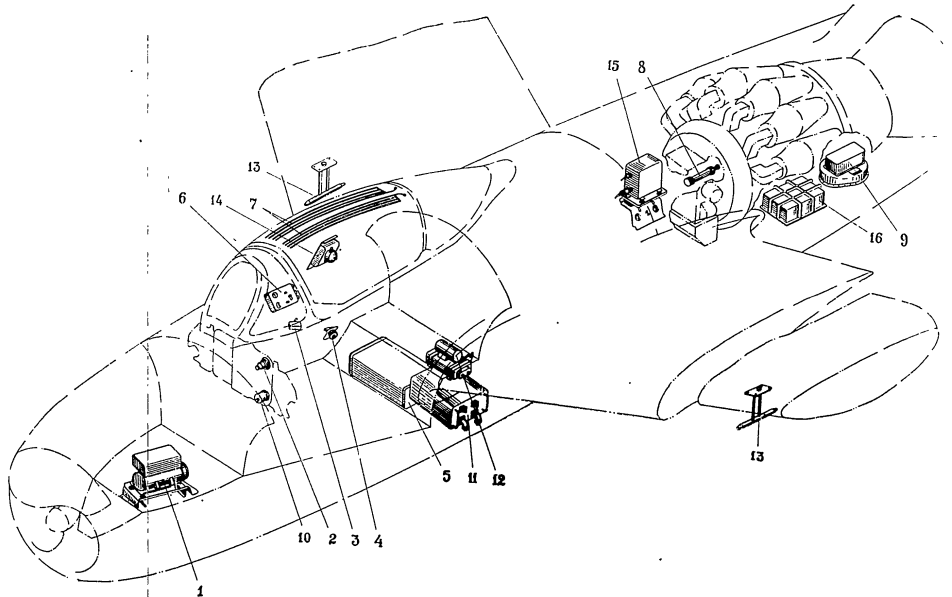
Выпрямитель (блок В) — в кабине, между шпангоутами № 8 и 9, за сиденьем летчика слева от оси фюзеляжа.

Преобразователь МА-100 — в кабине, между шпангоутами № 8 и 9, за сиденьем летчика, у правого борта.

Щиток управления (блок П) — в кабине, между шпангоутами № 6 и 7 на левом борту.

Антенна (штыревая) — в верхней части на обшивке фюзеляжа, между шпангоутами № 9 и 10, справа от оси самолета.

Кнопка переключения радиостанции на передачу установлена во внутренней полости ручки — рычага управления двигателем.



Фиг. 87. Размещение

1—преобразователь МА-250; 2—указатель АРК-5; 3—переключатель приводных радиостанций «Ближняя—Дальняя» АРК-5; 4—переключатель поддиапазонов ближней приводной радиостанции АРК-5; 5—приемник АРК-5; 6—щиток управления АРК-5; 7—антенна АРК-5; 8—влагопоглотитель; 9—внутрифюзеляжная рамочная антенна АРК-5; 10—указатель

агрегатов ОСП-48П.

радиовысотомера РВ-2; 11—приемо-передатчик радиовысотомера РВ-2; 12—преобразователь РВ-11АМ радиовысотомера РВ-2; 13—приемо-передающие антенны радиовысотомера РВ-2; 14—электрический звонок МРП-48П; 15—приемник МРП-48П; 16—внутрифюзеляжная антенна МРП-48П.

ком В станции

Ночь» осталась
в люке оборудованном.

ль приводных
», дистанцион-
ближней. при-
тель внутри-

молете в сле-

рту кабины,

части фюзеляжа (несколько

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

в нижней

части фюзеляжа, между шпангоутами № 21 и 23 на крышке специального люка.

Преобразователь МА-250 — в переднем верхнем отсеке фюзеляжа (на горизонтальной жесткости), между шпангоутами № 2 и 3.

Переключатель поддиапазонов — на левом пульте у шпангоута № 6.

Указатель радиоконцентра СУП — на левой части приборной доски.

Влагопоглотитель внутрифюзеляжной антенны — между шпангоутами № 22 и 23 внизу справа, в специальном люке.

Переключатель ПП-45 приводных радиостанций «Дальняя» и «Ближняя» — на подфоновой обшивке под козырьком слева.

Радиокабели к рамке АРК-5 защищены от температурных воздействий обмоткой из шнурового асбеста (2 мм, два слоя) и стеклянной ленты ЛАС.

РАДИОВЫСОТОМЕР РВ-2

В комплект аппаратуры радиовысотомера входят приемно-передатчик, преобразователь РУ-11АМ, указатель высоты и две антенны — приемная и передающая.

Агрегаты радиовысотомера РВ-2 установлены на самолете в следующих местах:

Приемо-передатчик — в нижней части фюзеляжа между шпангоутами № 8а и 9 у левого борта.

Преобразователь РУ-11АМ — над приемно-передатчиком, между шпангоутами № 8 и 9 у левого борта.

3. СВЯЗНАЯ УЛЬТРАКОРОТКОВОЛНОВАЯ РАДИОСТАНЦИЯ РСИУ-3М

Комплект аппаратуры радиостанции РСИУ-3М такой же, как и на самолете МиГ-17; размещение агрегатов имеет отличия.

В комплект радиостанции РСИУ-3М входят приемник (блок В), передатчик (блок А), преобразователь МА-100, щиток управления (блок П), выпрямитель (блок В) и антенна.

Агрегаты радиостанции размещены на самолете в следующих местах:

Передатчик (блок А) — в верхней части переднего отсека оборудования фюзеляжа, между шпангоутами № 3 и 5, справа от оси фюзеляжа.

Приемник (блок В) — перед передатчиком, между шпангоутами № 1 и 3, справа от оси фюзеляжа.

Выпрямитель (блок В) — в кабине, между шпангоутами № 8 и 9, за сиденьем летчика слева от оси фюзеляжа.

Преобразователь МА-100 — в кабине, между шпангоутами № 8 и 9, за сиденьем летчика, у правого борта.

Щиток управления (блок П) — в кабине, между шпангоутами № 6 и 7 на левом борту.

Антенна (штыревая) — в верхней части обшивки фюзеляжа, между шпангоутами № 9 и 10, справа от оси самолета.

Кнопка переключения радиостанции на передачу установлена во внутренней полости ручки — рычага управления двигателем.

Указатель высоты — на приборной доске.

Передающая антенна (блок № 4) — в левом крыле, между нервюрами № 21 и 22.

Приемная антенна (блок 3) — в правом крыле, между нервюрами № 3 и 4.

МАРКЕРНОЕ РАДИОУСТРОЙСТВО МРП-48П

В комплект аппаратуры МРП-48П входят приемник, внутрифюзеляжная антенна, сигнальная лампа и электрический звонок.

Агрегаты МРП-48П смонтированы на самолете в следующих местах:

Приемник — в хвостовой части фюзеляжа, внизу между шпангоутами № 16 и 17.

Внутрифюзеляжная антенна — позади приемника, между шпангоутами № 19 и 20.

Электрический звонок — на шпангоуте № 9 у левого борта.

Сигнальная лампа — на приборной доске.

Радиокабели к антенне МРП-48П защищены от температурных воздействий форсажной камеры двойным слоем обмотки из шнурового асбеста и обмоткой из стеклянной ленты ЛАС.

Размещение агрегатов ОСП-48П при улучшенном размещении блоков РП-1 не изменяется, за исключением установки преобразователя МА-250, который перенесен в переднем отсеке фюзеляжа с правого борта на левый.

УСТАНОВКА СВЯЗНОЙ УЛЬТРАКОРОТКОВОЛНОВОЙ РАДИОСТАНЦИИ РСИУ-3М ПРИ УЛУЧШЕННОМ РАЗМЕЩЕНИИ СТАНЦИИ РП-1

В варианте самолета с улучшенным размещением станции РП-1 произведена небольшая перекомпоновка блоков станции РСИУ-3М, кроме того, внесены конструктивные изменения в панели крепления приемника и передатчика станции.

Блоки радиостанции размещены на самолете в следующих местах (фиг. 88):

Передатчик (блок А) остался на прежнем месте, но крепится непосредственно на панель с амортизаторами, входящую в конструкцию самолета.

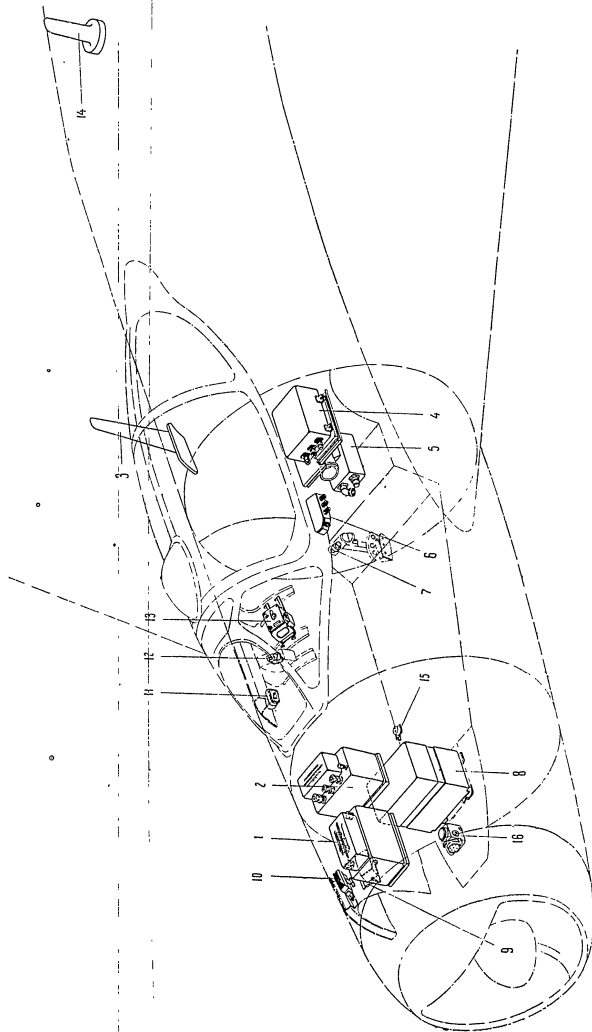
Приемник (блок В) установлен перед передатчиком также на вновь введенной панели с амортизацией.

Выпрямитель (блок В) подвинут ближе к борту.

Преобразователь МА-100 установлен на новом месте в кабине между шпангоутами № 8 и 9, за сиденьем летчика слева от оси самолета, под блоком В.

Щиток управления остался на прежнем месте.

Антенна (штыревая) укреплена на прежнем месте. Кнопка переключения радиостанции на передачу также осталась на старом месте.



Фиг. 88. Схема размещения на самолете РСНУ-ЗМ и СРО при улучшенном размещении РП-1.
 1—приемник РСНУ-ЗМ; 2—передатчик РСНУ-ЗМ; 3—антенна РСНУ-ЗМ; 4—выключатель (блок В) РСНУ-ЗМ; 5—переключатель сигнала бедствия; 6—кнопка взрыва; 7—кнопка взрыва; 8—кнопка взрыва; 9—кнопка взрыва; 10—кнопка взрыва; 11—кнопка взрыва; 12—кнопка взрыва; 13—кнопка взрыва; 14—кнопка взрыва; 15—кнопка взрыва; 16—кнопка взрыва.

4. ОТВЕТЧИК СИСТЕМЫ РАДИООПОЗИЦИИ

Комплект аппаратуры ответчика СРО такой же, как на самолете МиГ-17; размещение агрегатов имеет некоторые отличия.

В комплект аппаратуры входят приемо-передатчик, кнопка взрыва, кодовый щиток, выносной переключатель сигнала бедствия, инерционный замыкатель и антенна.

Агрегаты размещены на самолете в следующих местах:

Приемо-передатчик — в переднем отсеке оборудования, между шпангоутами № 3 и 4, правее оси самолета в специальной выколотке горизонтальной жесткости.

Кодовый щиток — в кабине на правом борту, между шпангоутами № 7 и 8.

Дублирующий переключатель сигнала бедствия — на подфоновой панели, между шпангоутами № 5 и 6, на правом борту.

Кнопка взрыва — на правом борту между правым электрощитком и щитком управления АРК-5.

Штепсельная панель шпангоута № 1.

Инерционный замыкатель верхней части.

Автомат заземления щитком на правой части.

Штыревая панель верхней части.

Щиток концевой аппаратуры.

Щиток концевой аппаратуры.

На самолете РП-1 кодовый щиток.

На самолете РП-1 кодовый щиток.

На самолете РП-1 кодовый щиток.

4. ОТВЕТЧИК СИСТЕМЫ РАДИООПОЗНАВАНИЯ (СРО)

Комплект аппаратуры ответчика СРО такой же, как на самолете МиГ-17; размещение агрегатов имеет некоторые отличия.

В комплект аппаратуры входят приемо-передатчик, кнопка взрыва, кодовый щиток, выносной переключатель сигнала бедствия, инерционный замыкатель и антенна.

Агрегаты размещены на самолете в следующих местах:

Приемо-передатчик — в переднем отсеке оборудования, между шпангоутами № 3 и 4, правее оси самолета в специальной выколотке горизонтальной жесткости.

Кодовый щиток — в кабине на правом борту, между шпангоутами № 7 и 8.

Дублирующий переключатель сигнала бедствия — на подфоновой панели, между шпангоутами № 5 и 6, на правом борту.

Кнопка взрыва — на правом борту между прыгм электрощитком и щитком управления АРК-5.

Штепсельная розетка 48К «Барий—Взрыв» — на шпангоуте № 8 справа от оси в кабине.

Инерционный замыкатель — на левом борту в верхней части фюзеляжа, на шпангоуте № 1.

Автомат защиты сети АЗС-10 — под кодовым щитком на правом борту.

Штыревая антенна — снаружи фюзеляжа в его верхней части, между шпангоутами № 16 и 17, левее оси.

Щиток контроля цепи взрыва установлен в люке оборудования справа, у шпангоута № 2. На щитке имеется сигнальная лампочка и выключатель с надписью «Лампочка горит, не включай». Горение лампочки свидетельствует о неисправности, т. е. замыкании цепи взрыва.

На самолетах с улучшенным размещением станции РП-1 комплектации и размещение самолетного радиоопознавателя сохранились без изменений (см. фиг. 88).

ГЛАВА IX

КАБИНА САМОЛЕТА И ЕЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Самолет МиГ-17ПФ оборудован герметической кабиной вентиляционного типа, обеспечивающей нормальные условия эксплуатации самолета на всех высотах от земли до потолка.

Для надува кабины самолет оборудован двухпроводной системой питания горячим и охлажденным воздухом и системой вентиляции, позволяющей подавать в кабину воздух различных температур.

Для того чтобы летный состав мог без вреда для организма эксплуатировать самолет на больших вы-

сотах, в кабине самолета размещен кислородный прибор КП-18.

С целью повышения работоспособности летчика при действии эксплуатационных перегрузок, возникающих в полете, в кабине установлены противоперегрузочный костюм ППК-1 и система его питания.

Для покидания летчиком самолета на больших скоростях в кабине самолета установлено катапультируемое сиденье.

1. ГЕРМЕТИЧЕСКАЯ КАБИНА

Герметическая кабина самолета МиГ-17ПФ — вентиляционного типа. Назначением герметической кабины является поддержание во время полета в кабине заданного избытка давления по сравнению с давлением в атмосфере, окружающей самолет.

Для создания в кабине избытка давления отсек кабины загерметизирован и установлена система питания кабины сжатым воздухом от компрессора двигателя самолета (как и на самолете МиГ-17).

Герметичность кабины достигается теми же конструктивными средствами, что и на самолете МиГ-17. Заклепочные швы загерметизированы тиоколовым уплотнителем и клеем № 88; болтовые соединения — тиоколом, специальными резиновыми шайбами и клеем № 88; выводы и вводы трубопроводов — штуцерами с резиновыми шайбами; вводы и выводы электро- и радиосистем загерметизированы с помощью цитпельных герметичных разъемов; выводы системы управления самолетом и двигателем — резиновыми чехлами и манжетами; соединения на фонаре — тиоколом, резиновыми прокладками и резиновым надувным шлангом. Воздух для надува резинового шланга поступает из бортовой сети самолета через понижающий редуктор РВ-3. Подача воздуха регулируется краном герметизации, объединенным с краном питания кабины воздухом.

Подача в кабину сжатого воздуха от компрессора двигателя производится по двум ветвям трубопровода, подсоединенного в кабине к управляющему крану питания (фиг. 89).

Система питания собрана из отдельных труб, соединенных диэриковыми шлангами. В систему

включены обратные клапаны ОКН-30, сохраняющие давление в кабине в случае поражения компрессора или внешних труб системы.

Двухпроводная система питания позволяет подавать в кабину воздух разных температур, так как одна ветвь трубопровода теплоизолирована, а вторая — открыта и охлаждается потоком воздуха.

От крана питания воздух подается в коллекторы обогрева остекления козырька и подвижной части фонаря и в коллектор обогрева ног летчика. Воздух, поступающий в кабину, обогревает остекление фонаря, предохраняя его от запотевания.

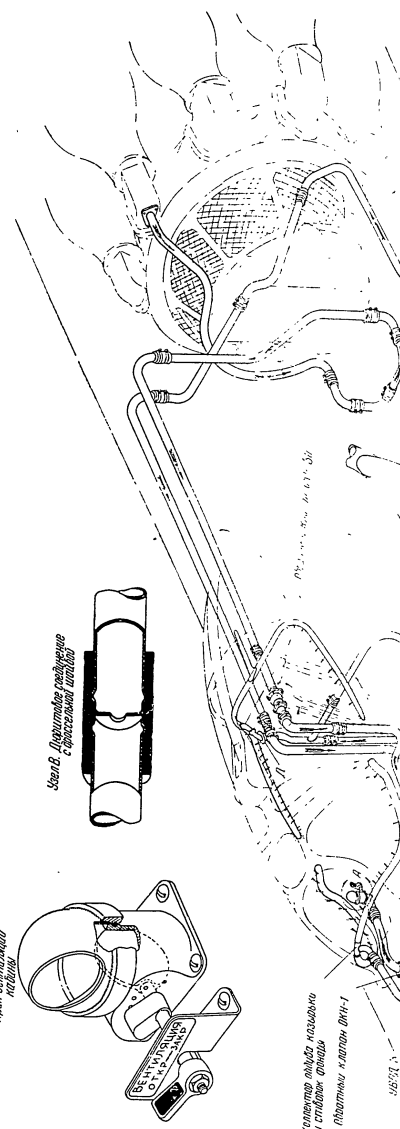
Для ограничения количества воздуха, поступающего в коллектор подвижной части фонаря, от трубы, подающей воздух в коллектор, сделан отвод и на конце его размещен стравливающий клапан. Клапан оттарирован на открывание при давлении 70—79 мм рт. ст.

Регулировка избытка давления к кабине по высотам производится автоматически регулятором давления РД-2ИМ. Регулятор имеет маховик, позволяющий производить регулировку вручную.

Регулятор давления имеет максимальную пропускную способность 350 кг воздуха в час и поддерживает на высотах рабочий избыток давления в кабине в $0,3 \pm 0,02 \text{ кг/см}^2$ на $H=10\,000 \text{ м}$.

Регулятор РД-2ИМ установлен у левого борта на выводной трубе, предназначенной для вывода избытка воздуха в атмосферу; одновременно труба служит кронштейном для установки прибора.

Для уменьшения потерь тепла в районе ног летчика борта кабины между шпангоутами № 4 и 5 оклеены шинельным сукном и дерматином, а на пол кабины уложены фанерные накладки.



АНИЕ

размещен кислородный

отоспособности летчика
данных перегрузок, воз-
е установлены противо-
-1 и система его пита-

самолета на больших
установлено катапуль-

ОКН-30, сохраняющие
поражения компресси-

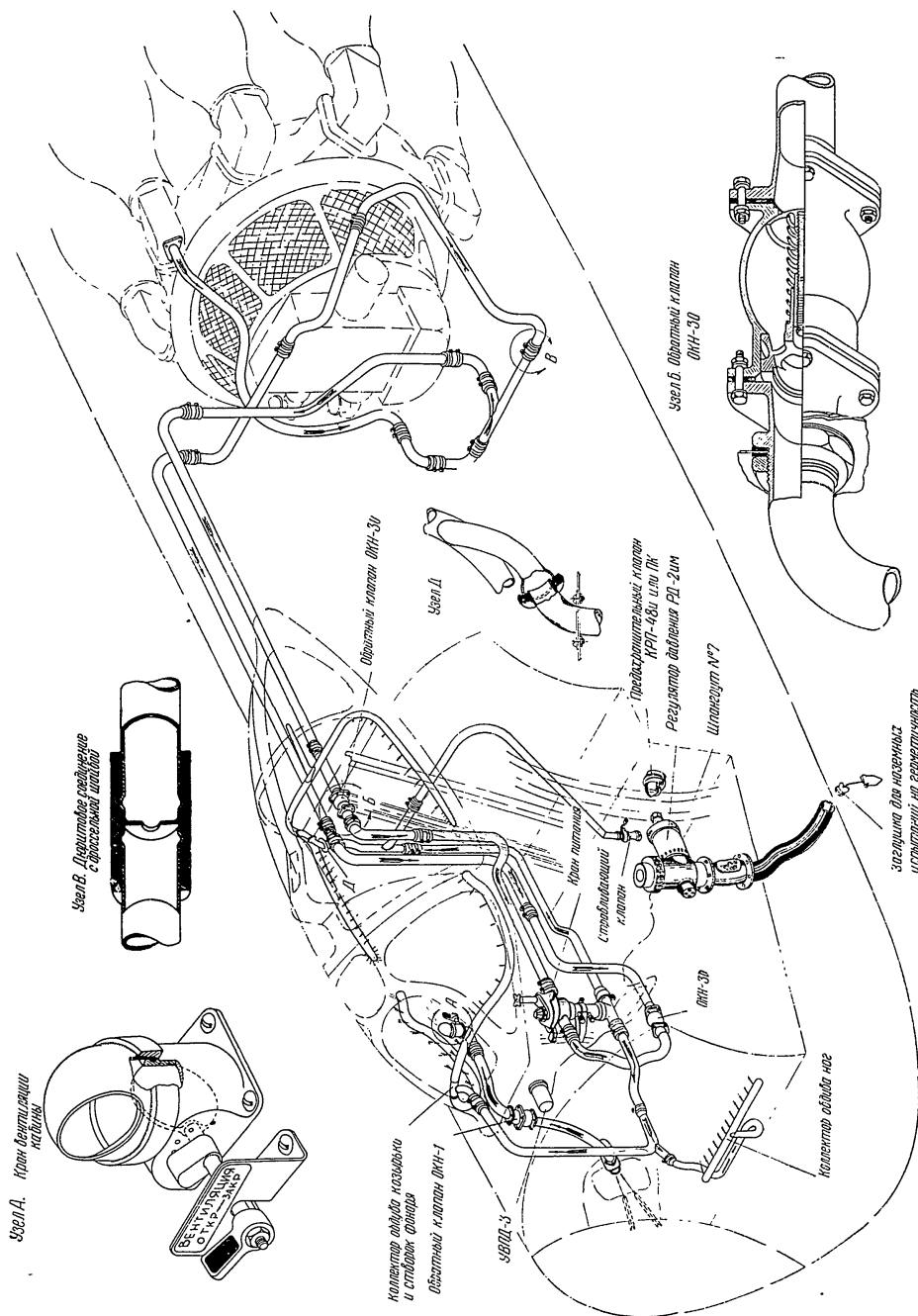
ания позволяет пода-
температур, так как
он изолирована, а вто-
поток воздуха.
одается в коллекторы
и сдвижной части
ва ног летчика. Воз-
богревает остекление
запотевания.

воздуха, поступаю-
асти фонаря, от тру-
ктор, сделан отвод и
вливающий клапан.
ание при давлении

ия к кабине по вы-
ически регулятором
имеет маховик, поз-
овку ручную.
максимальную про-
здуха в час и под-
избыток давления в
=10 000 м.

и у левого борта на
ой для вывода из-
одновременно труба
овки прибора.

в районе ног лет-
гоутами № 4 и 5
рматинном, а на пол-
ладки.



Фиг. 89. Схема питания воздухом и вентиляции кабины.

Для продува кабины с целью понижения температуры (в летнее время на малых высотах) имеется система вентиляции, подающая холодный воздух из всасывающего канала. Воздух для системы вентиляции забирается заборным патрубком из правого канала всасывания и по трубопроводу подается к крану вентиляции.

Кран вентиляции установлен под козырьком с правой стороны на подфюзеляжной обшивке. Кран позволяет регулировать направление и силу струи вентилярующего кабинного воздуха. В трубопроводе установлен обратный клапан ОКН-30, перекрываю-

щий систему при переводе кабины на питание от двигателя.

На ступеньке пола кабины между шпангоутами № 8А и 8, у левого борта, на специальном патрубке установлен предохранительный клапан ПК. Клапан включается в работу и выпускает воздух из кабины, если давление в кабине поднялось выше допустимого. Установка клапана ПК аналогична установке его на самолете МиГ-17.

Летчик наблюдает за режимами давления в кабине по двухстрелочному прибору УВПД-3 — указателю высоты и перепада давления, установленному на правой стороне приборной доски.

2. КИСЛОРОДНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Кислородное оборудование (фиг. 90) самолета МиГ-17ПФ состоит из стационарного кислородного прибора типа КП-18 и парашютного прибора КП-23.

Кислородный прибор КП-18 получает кислород из 4 трехкамерных шаровых двухлитровых кислородных баллонов.

Баллоны установлены: два (на общем сварном кронштейне) в переднем отсеке, перед кабиной по

правому борту; один баллон между шпангоутами № 4 и 5А, под полом кабины, поперек фюзеляжа на двух кронштейнах; один баллон под горизонтальной жесткостью слева, между шпангоутами № 2 и 4.

Предусмотрена зарядка кислородных баллонов через бортовой штуцер, установленный в переднем люке на правой стороне шпангоута № 2.

Системой трубок баллоны объединены в две

группы, по два баллона в каждой, от которых кислород подается в кабину по двум независимым магистралям. В кабине за броней на шпангоуте № 4 обе магистрали объединяются тройником с обратными клапанами в один трубопровод. Включение в систему обратных клапанов при наличии двух магистралей значительно повышает ее живучесть.

Прибор КП-18 установлен на левом борту кабины, кислородный указатель — на левой неподвижной панели приборной доски, редуктор и приборный вентиль — на левом борту на шпангоуте № 7. Сумка для хранения кислородной маски установлена на правом борту около шпангоута № 8.

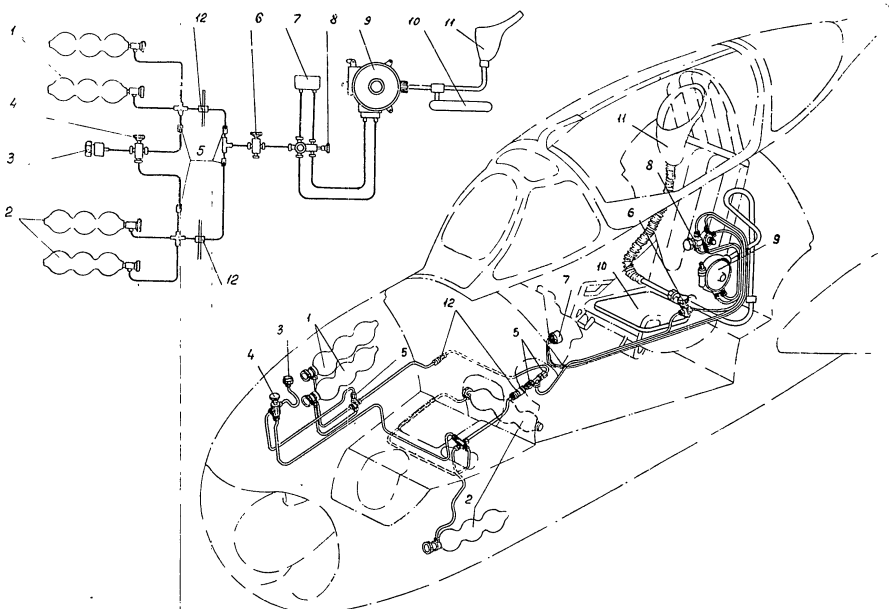
Парашютный прибор КП-23 укладывается в карман ранца парашюта. Цепочка приведения в действие прибора КП-23 укреплена к стрингеру на левом борту между шпангоутами № 7 и 8. Там же установлен крючок для подвески цепочки, когда она отсоединена от прибора. Предусмотрена возможность крепления цепочки к левому борту в кабине — для этого к каркасу пульты прикреплены пластинка, просверлены отверстия и поставлены запасные болты.

Примечание. С самолета № 521060, осуществлено усиленное крепление цепочки КП-23 к шпангоуту № 7 и расширены подходы для подсоединения датчиков парашютного и бортового приборов кислорода, бортового АД-5 и КП-18, а также изменены крепления труб и их более плотному прижатию к борту. Это обеспечивает до-

жестности
ричного
отказа б
подход к
акладки

ОБО

Кислород
новых м
переднем
15 стани
са, спр
баллон р
зелья
к левому
Приним
дов систе
без и
тель р
на пр
Параш
тыг
вед
дег



Фиг. 90. Принципиальная и монтажная схемы кислородного оборудования.

1—кислородный баллон на 2 л; 2—кислородный баллон на 2 л; 3—бортовой зарядный штуцер; 4—бортовой вентиль KB-2; 5—обратный клапан; 6—запорный вентиль KB-2; 7—указатель ИК-18; 8—редуктор KP-14А; 9—кислородный прибор КП-18; 10—кислородный прибор КП-15 или КП-23; 11—кислородная маска КМ-16А; 12—разъемные штуцеры.

3. ПРОТИВОПЕРЕГРУЗОЧНЫЙ КОСТЮМ

Противоперегрузочный костюм ППК-1 (фиг. 92) предназначен для летчиков истребительной авиации и служит средством, повышающим сопротивляемость организма летчика перегрузкам, возникающим в полете.

Костюм ППК-1 позволяет переносить значительные перегрузки по величине (до 8 g) и по продолжительности их действия, улучшает общее самочувствие летчика при воздействии перегрузок, уменьшает утомляемость. Костюм представляет собой брюки из двойной ткани капрон с размещенными внутри пятью резиновыми камерами. По мере увеличения перегрузки в камеры подается сжатый воздух, камеры раздуваются и сжимают область живота и ноги летчика, препятствуя отливу крови от головы.

В систему противоперегрузочного костюма входят следующие агрегаты: автомат давления АД-5 с двумя ступенями выдаваемого давления: низкое («Мин.») и высокое («Макс.»), с диапазоном работы от перегрузки 1,75 g до перегрузки 8 g; фильтр автомата давления; два датчика сигнализации предельной перегрузки СД-22А и СД-23А; сигнальная лампа СЛЦ-51 (красная); переключатель ПП-45; перегрузочный костюм ППК-1; комплект дуралюминевых и дюритовых труб, электропроводки от переключателя к датчикам сигнализации и сигнальной лампе.

НАЗНАЧЕНИЕ И УСТАНОВКА АГРЕГАТОВ ПИТАНИЯ КОСТЮМА

Автомат АД-5 предназначен для подачи воздуха в костюм в зависимости от перегрузки, действующей на самолет. Автомат устанавливается по желанию летчика на максимум или минимум выдава-

емого л
кабин
утом
пол
Фил
ки от
в авт
Фил
крон
Дат
назнач
лампы
Оба дат
ключе
чикам
СД
подго
СД-22А
295±30 м
электро
СД-23А
405±30 м
электро
Оба дат
дуралюм
выпрям
Переключ
чения нап
затворов
автомате
Переключ
включает
лизации п
симуму или
давления.
из этих по
установки

группы, по два баллона в каждой, от которых кислород подается в кабину по двум независимым магистралям. В кабине за броней на шпангоуте № 4 обе магистрали объединяются тройником с обратными клапанами в один трубопровод. Включение в систему обратных клапанов при наличии двух магистралей значительно повышает ее живучесть.

Прибор КП-18 установлен на левом борту кабины, кислородный указатель — на левой неподвижной панели приборной доски, редуктор и приборный вентиль — на левом борту на шпангоуте № 7. Сумка для хранения кислородной маски установлена на правом борту около шпангоута № 8.

Парашютный прибор КП-23 укладывается в карман ранца парашюта. Цепочка приведения в действие прибора КП-23 укреплена к стрингеру на левом борту между шпангоутами № 7 и 8. Там же установлен крючок для подвески цепочки, когда она отсоединена от прибора. Предусмотрена возможность крепления цепочки к левому пульта в кабине — для этого к каркасу пульта приварена пластина, просверлены отверстия и поставлены запасные болты.

Примечание. С самолета № 58210801 осуществлено улучшенное крепление цепочки КП-23 (к шпангоуту № 7) и расширены подходы для подсоединения шлангов парашютного и бортового приборов благодаря повороту АД-5 и КП-18, а также изменению кривизны труб и их более плотному прижатию к борту. Это обеспечивает воз-

можность приведения в действие КП-23 в качестве аварийного средства питания летчика кислородом в случае отказа бортового кислородного прибора КП-18, улучшает подход к креплению и навеске цепочки и подходы для укладки и соединения шлангов приборов

УСТАНОВКА КИСЛОРОДНОГО ОБОРУДОВАНИЯ ПРИ УЛУЧШЕННОМ РАЗМЕЩЕНИИ БЛОКОВ РП-1 (фиг. 91)

Кислородные шаровые баллоны установлены на новых местах: два на горизонтальной жесткости в переднем люке оборудования, под блоками № 14 и 15 станции РП-1, третий — в нише переднего колеса, справа в зоне шпангоутов № 2 и 4, четвертый баллон размещен под полом кабины, поперек фюзеляжа между шпангоутами № 4 и 5А, вентилем к левому борту.

Принципиальная схема соединений трубопроводов системы кислородного оборудования осталась без изменений. Прибор КП-18, кислородный указатель, редуктор и приборный вентиль установлены на прежних местах.

Парашютный прибор КП-23, как и раньше, укладывается в карман ранца парашюта. Цепочка приведения в действие прибора КП-23 укреплена на левом борту.

3. ПРОТИВОПЕРЕГРУЗОЧНЫЙ КОСТЮМ ППК-1

Противоперегрузочный костюм ППК-1 (фиг. 92) предназначен для летчиков истребительной авиации и служит средством, повышающим сопротивляемость организма летчика перегрузкам, возникающим в полете.

Костюм ППК-1 позволяет переносить значительные перегрузки по величине (до 8 g) и по продолжительности их действия, улучшает общее самочувствие летчика при воздействии перегрузок, уменьшает утомляемость. Костюм представляет собой брюки из двойной ткани капрон с размещенными внутри пятью резиновыми камерами. По мере увеличения перегрузки в камеры подается сжатый воздух; камеры раздуваются и сжимают область живота и ноги летчика, препятствуя отливу крови от головы.

В систему противоперегрузочного костюма входят следующие агрегаты: автомат давления АД-5 с двумя ступенями выдаваемого давления: низкое («Мин.») и высокое («Макс.»), с диапазоном работы от перегрузки 1,75 g до перегрузки 8 g; фильтр автомата давления; два датчика сигнализации предельной перегрузки СД-22А и СД-23А; сигнальная лампа СЛЦ-51 (красная); переключатель ПП-45; перегрузочный костюм ППК-1; комплект дуралюминовых и дюритовых труб, электропроводки от переключателя к датчикам сигнализации и сигнальной лампе.

НАЗНАЧЕНИЕ И УСТАНОВКА АГРЕГАТОВ ПИТАНИЯ КОСТЮМА

Автомат АД-5 предназначен для подачи воздуха в костюм в зависимости от перегрузки, действующей на самолет. Автомат устанавливается по желанию летчика на максимум или минимум выдава-

емого давления. Автомат размещен на левом борту кабины перед кислородным прибором, за шпангоутом № 7, на стальном кронштейне в вертикальном положении.

Фильтр автомата АД-5 предназначен для очистки от механических частиц воздуха, поступающего в автомат АД-5 из системы питания кабины. Фильтр установлен в кабине у шпангоута № 9 на кронштейне.

Датчики сигнализации СД-22А и СД-23А предназначены для замыкания электроцепи сигнальной лампы СЛЦ-51 при достижении перегрузки 7÷8 g. Оба датчика соединены электропроводами с переключателем и сигнальной лампой СЛЦ-51. К датчикам СД-22А и СД-23А присоединен трубопровод подвода давления воздуха из автомата АД-5.

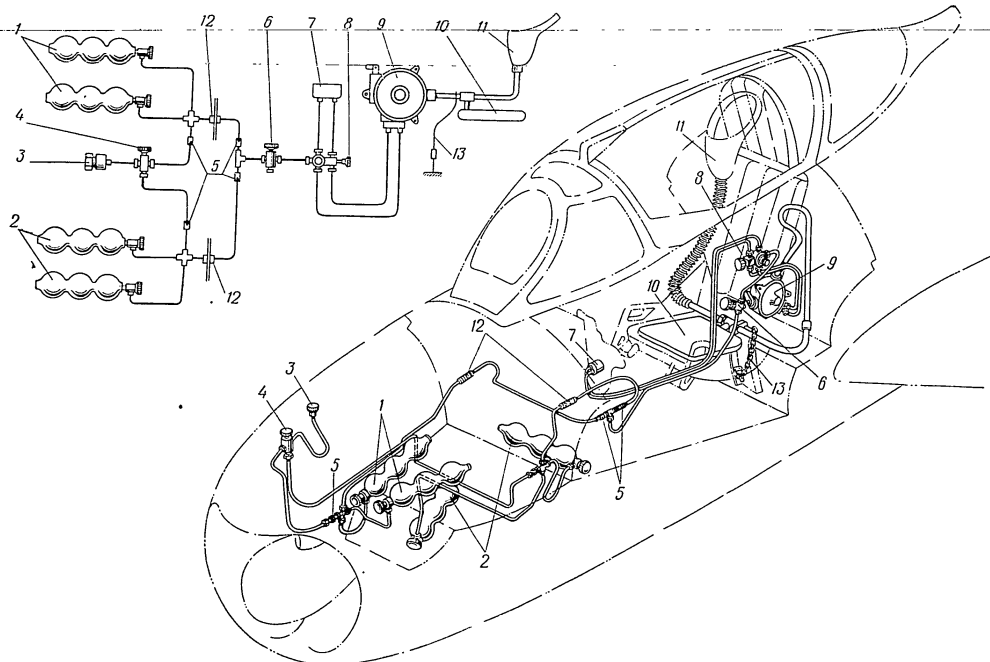
СД-22А оттарирован на давление в костюме 295 ± 30 мм рт. ст., при этом давлении он замыкает электроцепь.

СД-23А оттарирован на давление в костюме 405 ± 30 мм рт. ст., при этом давлении он замыкает электроцепь.

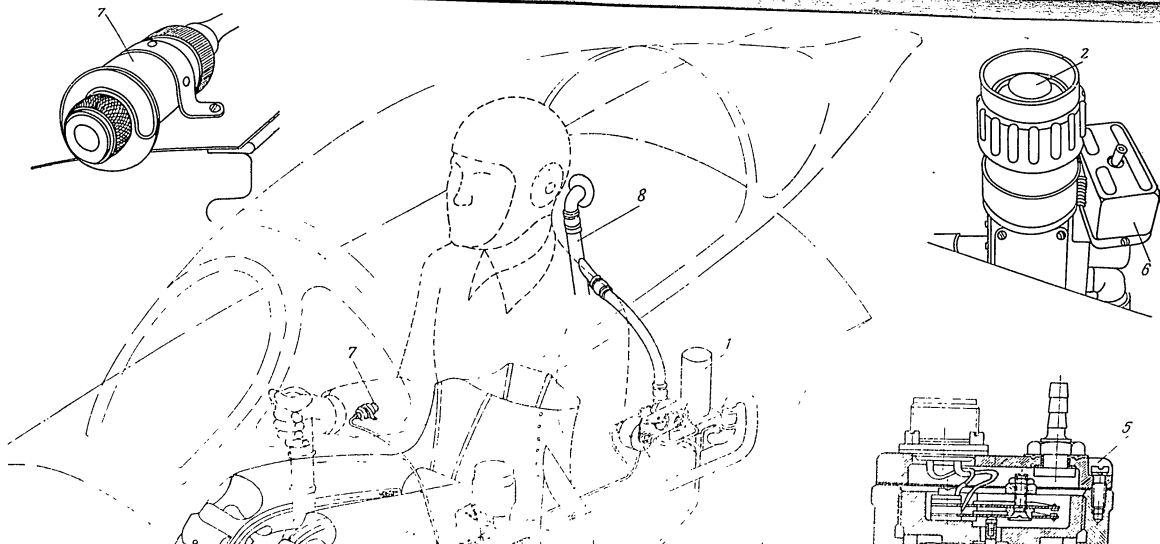
Оба датчика сигнализации установлены на одном дуралюминовом кронштейне под полкой крепления выпрямителя станции РСИУ-3М.

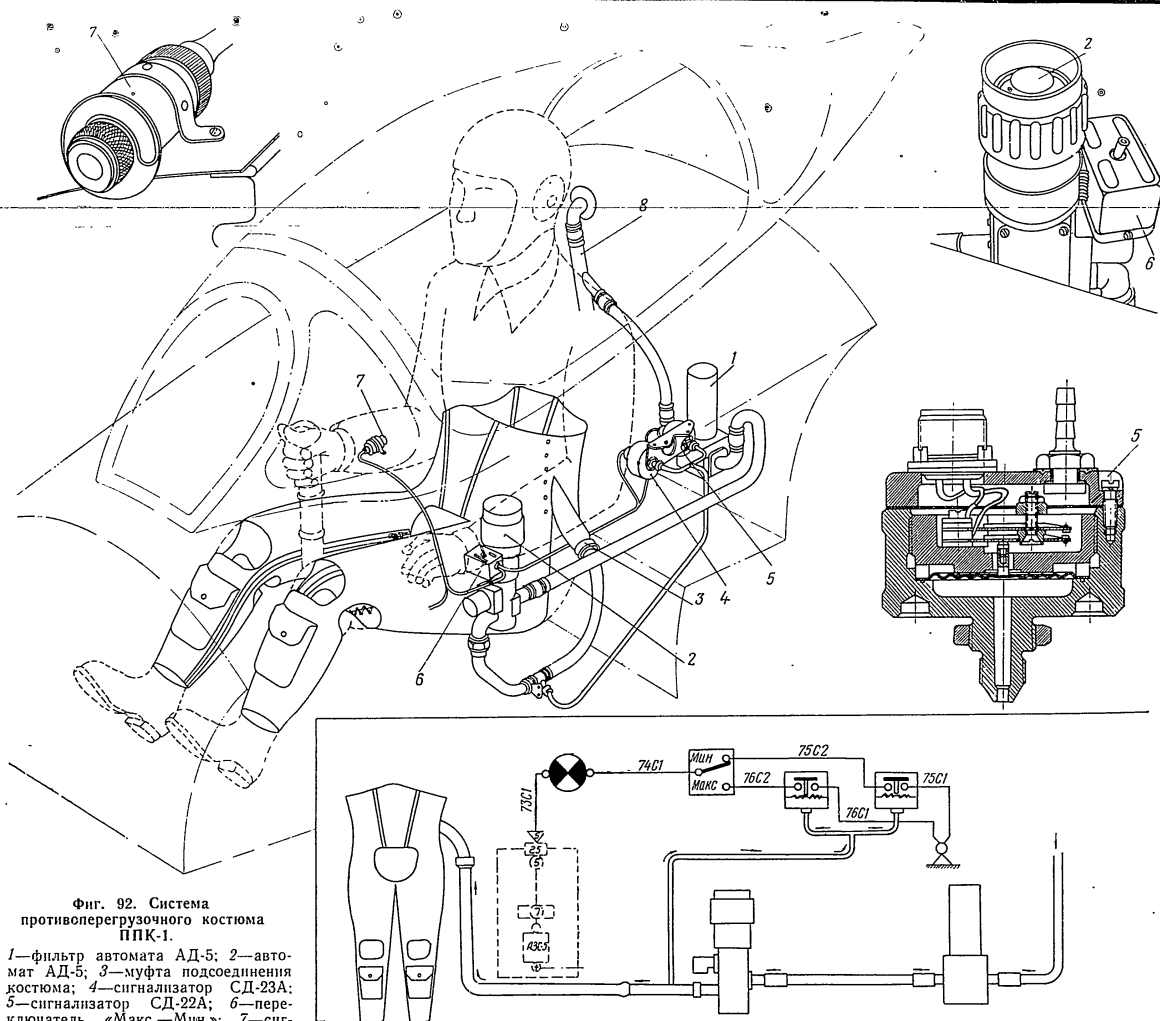
Переключатель ПП-45 предназначен для включения напряжения на контакты одного из сигнализаторов давления. Переключатель установлен на автомате АД-5 в дуралюминовой коробке.

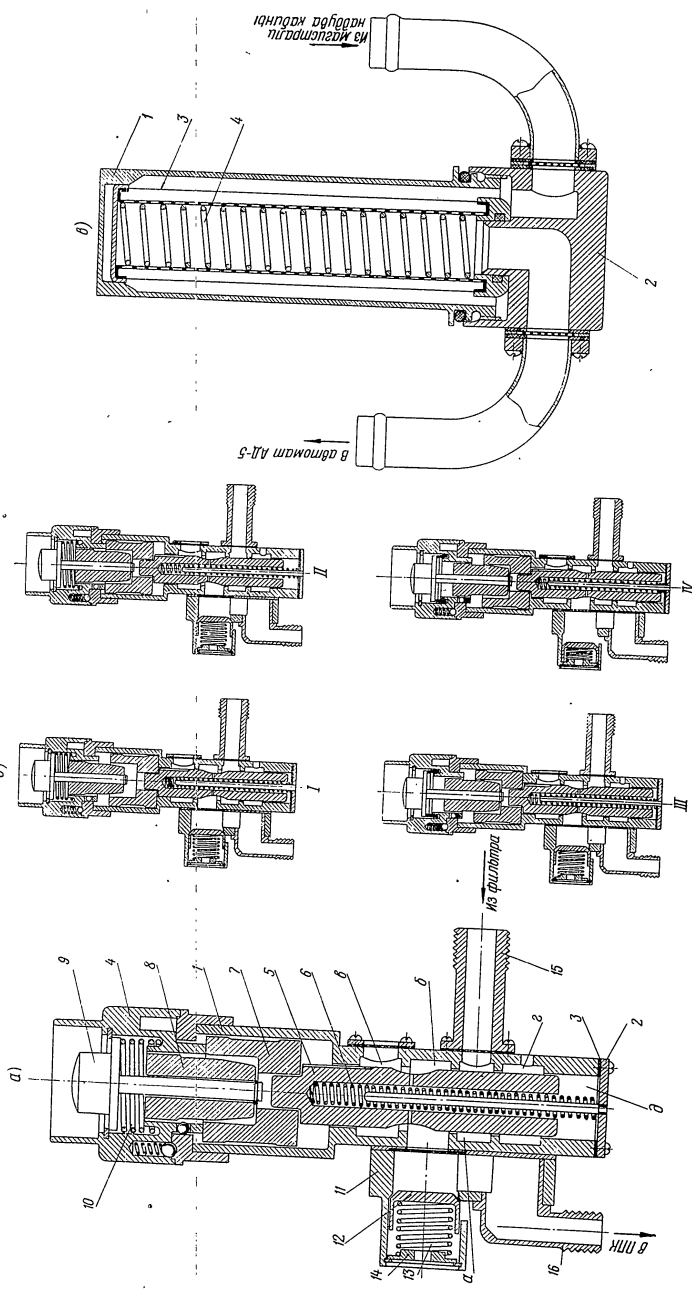
Переключатель ПП-45 имеет два положения и включает в работу только один из датчиков сигнализации предельной перегрузки соответственно максимуму или минимуму выдаваемого автоматом АД-5 давления. Переключатель устанавливается в одно из этих положений перед полетом в зависимости от установки степени давления на автомате АД-5.



Фиг. 91. Принципиальная и монтажная схемы кислородного оборудования при улучшенном размещении станции РП-1.
 1—кислородный баллон на 2 л; 2—кислородный баллон на 2 л; 3—бортовой зарядный штуцер; 4—бортовой вентиль КВ-2; 5—обратный клапан; 6—запорный вентиль КВ-2; 7—указатель ИК-18; 8—редуктор КР-14А; 9—кислородный прибор КП-18; 10—кислородный прибор КП-15 или КП-23; 11—кислородная маска КМ-16А; 12—разъемные штуцеры; 13—цепочка.







Фиг. 93. Агрегаты системы ППК-1.

а) — корпус; 2 — крышка корпуса с осью; 3 — кольцо; 4 — головка; 5 — пружина; 6 — пружина; 7 — нижний груз; 8 — верхний груз; 9 — корпус предохранительного клапана; 10 — предохранительный клапан; 11 — пружина; 12 — предохранительный клапан; 13 — пружина; 14 — входной штуцер; 15 — выходной штуцер; 16 — выходной штуцер; а, б, в, г, д — кольцевые камеры; е — подпорная камера.

б) — схема работы автомата АД-5. I — положение автомата при $n=1,75$ g; II — положение автомата при $n < 1,75$ g; III — положение автомата при $n > 8$ g; IV — положение автомата при $n > 8$ g. 1 — кожух; 2 — основание; 3 — булавочный фильтр; 4 — пружина; 5 — фильтр АД-5; 6 — булавочный фильтр; 7 — пружина.

Сигнальная лампа СЛЦ-51 (красная, с надписью «Предельная перегрузка») предназначена для предупреждения летчика о достижении самолетом предельной эксплуатационной перегрузки. Она установлена под козырьком фонаря с левой стороны.

РАБОТА СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ КОСТЮМА

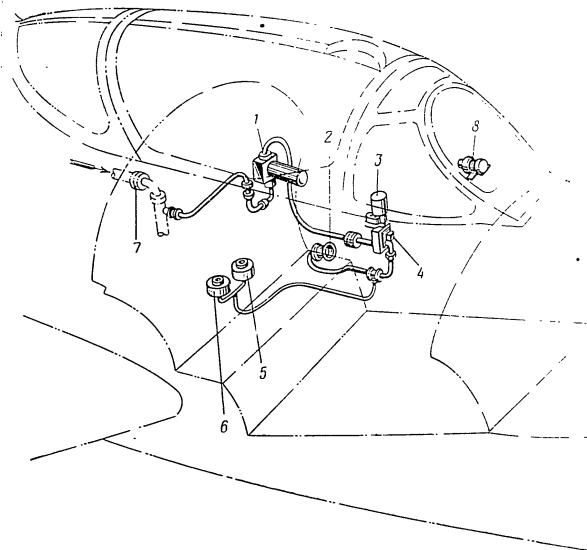
Воздух из магистрали горячего воздуха системы питания кабины по трубопроводам сечением 16×14 поступает в фильтр автомата АД-5 и из фильтра в автомат АД-5.

Из автомата воздух расходится по двум магистралям: одна — к датчику сигнализации, вторая — к костюму. Давление воздуха в костюме и датчике сигнализации одинаковое и изменяется пропорционально перегрузке, действующей на самолет.

Когда перегрузка самолета достигает 7-8-кратного значения, давление воздуха в костюме и датчике сигнализации достигает значения, заданного для данного датчика; контакты датчика сигнализации замыкаются, загорается сигнальная лампа СЛЦ-51 с надписью «Предельная перегрузка».

РАБОТА АВТОМАТА ДАВЛЕНИЯ АД-5

Автомат АД-5 (фиг. 93) работает в диапазоне перегрузок от 1,75 до 8 g и состоит из следующих основных деталей: корпуса 1, крышки корпуса с осью 2, кольца 3, головки 4, в котором смонтированы



Фиг. 94. Схема питания костюма ППК-1.

1 — фильтр автомата АД-5; 2 — муфта подсоединения костюма; 3 — автомат АД-5; 4 — датчик давления; 5 — датчик давления СД-23А; 6 — датчик давления СД-23А; 7 — труба; 8 — сигнальная лампа.

Сигнальная лампа СЛЦ-51 (красная, с надписью «Предел перегрузки») предназначена для предупреждения летчика о достижении самолетом предельной эксплуатационной перегрузки. Она установлена под козырьком фонаря с левой стороны.

РАБОТА СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ КОСТЮМА

Воздух из магистрали горячего воздуха системы питания кабины по трубопроводам сечением 16×14 поступает в фильтр автомата АД-5 и из фильтра в автомат АД-5.

Из автомата воздух расходится по двум магистралям: одна — к датчику сигнализации, вторая — к костюму. Давление воздуха в костюме и датчиках сигнализации одинаковое и изменяется пропорционально перегрузке, действующей на самолет.

Когда перегрузка самолета достигает 7–8-кратного значения, давление воздуха в костюме и датчике сигнализации достигает значения, заданного для данного датчика; контакты датчика сигнализации замыкаются, загорается сигнальная лампа СЛЦ-51 с надписью «Предел перегрузки».

РАБОТА АВТОМАТА ДАВЛЕНИЯ АД-5

Автомат АД-5 (фиг. 93) работает в диапазоне перегрузок от 1,75 до 8 g и состоит из следующих основных деталей: корпуса 1, крышки корпуса с резьбой 2, кольца 3, головки 4, в которой смонтированы шариковые замки и фиксирующие шарики с пружинами, поршня 5 с пружиной 6, нижнего груза 7, верхнего груза 8, кнопки 9 со штоком и пружиной 10, предохранительного клапана 11 с пружиной 13 и шайбой 14, входного штуцера 15 и выходного штуцера 16.

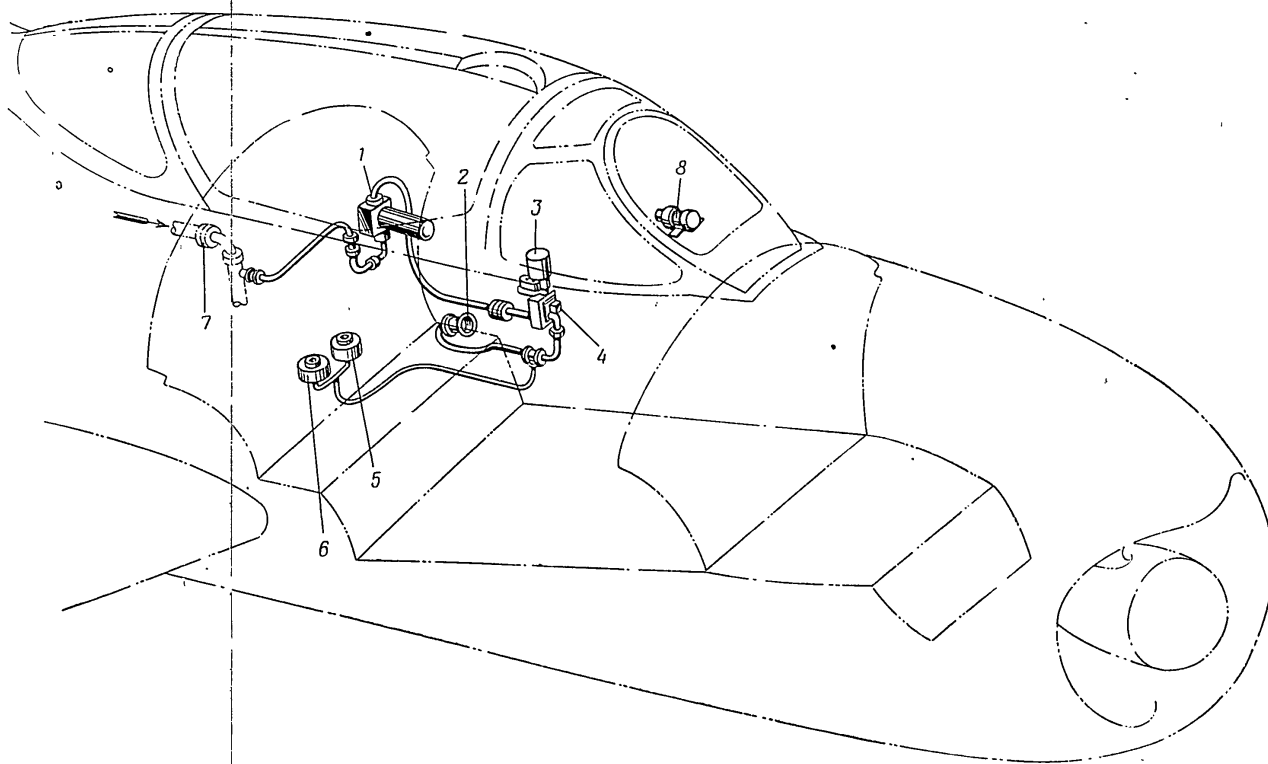
Автомат может работать как с одним нижним грузом, так и с двумя грузами — нижним и верхним.

При работе с одним нижним грузом и при перегрузках от 1,75 до 8 g автомат обеспечивает давление в костюме соответственно от 10 до 346 мм рт. ст., а при работе с двумя грузами и тех же перегрузках — от 15 до 460–465 мм рт. ст.

Включение верхнего груза в работу и выключение его производится поворотом головки 4 с надписями «Мин.» и «Макс.». При повороте головки в положение «Мин.» верхний груз закрепляется неподвижно шариковыми замками, а при повороте в положение «Макс.» шариковые замки освобождают верхний груз и включают его в работу.

При отсутствии перегрузок поршень и нижний груз удерживаются в верхнем положении пружиной, а верхний груз закрепляется неподвижно шариковыми замками. В этом случае воздух от фильтра через входной штуцер поступает в кольцевую камеру а. Кольцевые камеры в и г соединены с кабиной и стравливают воздух, просочившийся в них.

Под действием положительной перегрузки грузы и поршень, сжимая пружину, опускаются вниз, пе-



Фиг. 94. Схема питания костюма ППК-1.

1—фильтр автомата АД-5; 2—муфта подсоединения костюма; 3—автомат АД-5; 4—переключатель «Макс.—Мин.»;
5—сигнализатор давления СД-23А; 6—сигнализатор давления СД-22А; 7—труба от двигателя с горячим воздухом;
8—сигнальная лампа.

рекрывают камеры *в* и *г*, а камеры *б* и *а* соединяются между собой. Из камеры *а* через камеру *б* и выходной штуцер воздух поступает в костюм.

Одновременно часть воздуха через радиальные отверстия в шейке поршня попадает в подпоршневую камеру *д* и создает в ней давление, которое помогает пружине поднимать поршень и грузы вверх. Перемещаясь вверх, поршень уменьшает кольцевую щель, сообщающую камеры *а* и *б*, и оставляет небольшой зазор, через который компенсируется утечка воздуха из костюма и соединений. Давление в подпоршневой камере равно давлению в противонагрузочном костюме.

Если давление в костюме и в камере *б* превышает 450 мм рт. ст., то предохранительный клапан приоткрывается и начинает стравливать из них лишний воздух в кабину, а при давлении 470 мм рт. ст. предохранительный клапан открывается полностью. При перегрузках более 8 г автомат выдает постоянное максимальное давление, равное 460–465 мм рт. ст.

При уменьшении перегрузки поршень под действием пружины и давления воздуха в подпоршневой камере *д* перемещается вверх, перекрывает кольцевую щель, соединяющую камеры *а* и *б*, а камеры *б* и *д* и костюм сообщается с камерой *а*, через которую воздух постоянно стравливается в кабину.

Кнопка 9 служит для проверки работы автомата. При нажатии кнопки шток ее давит на поршень и опускает его вниз так же, как при перегрузке. При этом воздух из камеры *а* поступает в камеру *б* и из нее в костюм и создает в нем давление. Если отпустить кнопку, то поршень поднимется вверх, перекроет щель, соединяющую камеры *а* и *б*, и соединит камеры *б* и *а*, воздух из костюма стравится в кабину через камеры *б* и *а*.

РАЗМЕЩЕНИЕ АГРЕГАТОВ ПИТАНИЯ ПРОТИВОНАГРУЗОЧНОГО КОСТЮМА ППК-1 ПРИ УЛУЧШЕННОМ РАЗМЕЩЕНИИ СТАНЦИИ РП-1 (фиг. 94)

Автомат АД-5 размещен на левом борту перед кислородным прибором за шпангоутом № 7 на стальном кронштейне в вертикальном положении. Фильтр автомата АД-5 установлен на шпангоуте № 9, слева от сиденья в горизонтальном положении.

Сигнализаторы давления СД-22А и СД-23А установлены за сиденьем летчика на общем кронштейне.

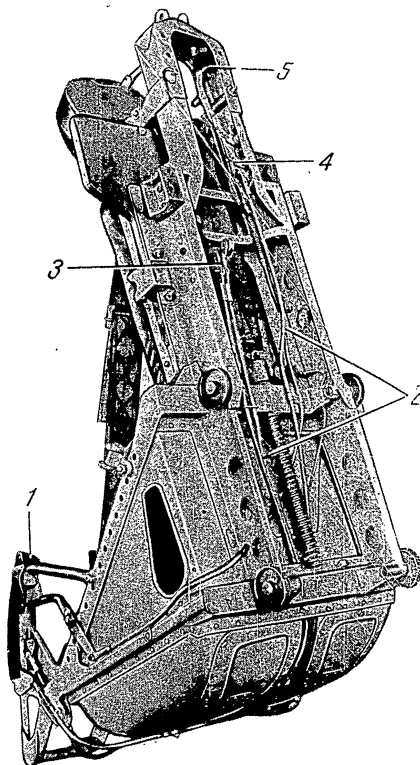
4. КАТАПУЛЬТИРУЕМОЕ СИДЕНЬЕ

Катапультируемое сиденье летчика (фиг. 95) на самолете МиГ-17ПФ полностью аналогично катапультируемому сиденью самолета МиГ-17. Установка состоит из кресла, пиромеханизма и систем управления с предохранительными устройствами.

Основу кресла составляет стальной сварной каркас, имеющий поручни, подножки и (с задней стороны) четыре ролика. К каркасу прикреплена чашка под парашют и боковины. С помощью морских болтов к каркасу присоединяется верхняя скоба, несущая бронеспинку и бронезаголовник.

не, на стенке шпангоута № 9, левее оси симметрии самолета.

Сигнальная лампа с надписью «Предел перегрузки» установлена под козырьком фонаря с левой стороны.



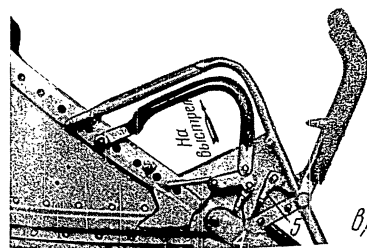
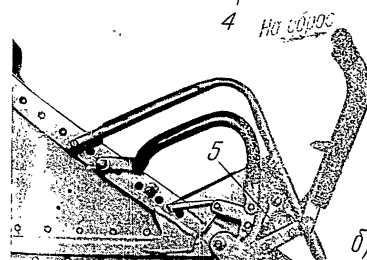
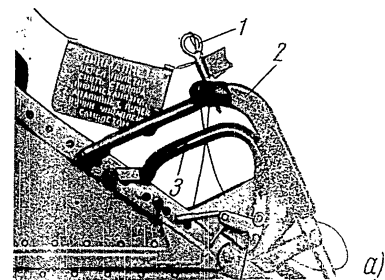
Фиг. 95. Катапультируемое сиденье.

1—рычаг аварийного сбрасывания фонаря; 2—тяги управления сбрасыванием и выстрелом; 3—рычаг на колонке сбрасывания фонаря; 4—верхний параллелограммный механизм; 5—качающийся рычаг управления выстрелом.

Сиденье снабжено привязными ремнями. Плечевые ремни имеют механизм подтяга, благодаря чему могут менять величину слабину в полете. Ручка управления подтягом установлена на левом поручне. Поясные ремни регулируются на земле. Замок ремней управляется тросом от «груши» на

мат раскрывается от сиденья.

Автомат при пультировании шпильки фалом самолета в каб



Фиг. 96. Правый поручень.

а—исходное положение; б—движение рычага на сбрасывание фонаря; в—движение рычага выстрела на катапультирование.

1—наземный стопор рычага сбрасывания створки фонаря; 2—рычаг сбрасывания фонаря; 3—рычаг выстрела пиромеханизма; 4—тяги управления верхним параллелограммным механизмом; 5—тяги управления механизмом сбрасывания фонаря.

правом поясным ремне. Для автоматизации раскрытия замка ремней в воздухе после катапультирования на правой стенке сиденья установлен автомат АД-3. По прошествии определенного заданного времени (1,5–2 сек.) после катапультирования авто

а—исходное положение; б—движение рычага на сбрасывание фонаря; в—движение рычага выстрела на катапультирование.

1—наземный стопор рычага сбрасывания створки фонаря; 2—рычаг сбрасывания фонаря; 3—рычаг выстрела пиромеханизма; 4—тяги управления верхним параллелограммным механизмом; 5—тяги управления механизмом сбрасывания фонаря.

1—наземный стопор рычага сбрасывания створки фонаря; 2—рычаг сбрасывания фонаря; 3—рычаг выстрела пиромеханизма; 4—тяги управления верхним параллелограммным механизмом; 5—тяги управления механизмом сбрасывания фонаря.

1—наземный стопор рычага сбрасывания створки фонаря; 2—рычаг сбрасывания фонаря; 3—рычаг выстрела пиромеханизма; 4—тяги управления верхним параллелограммным механизмом; 5—тяги управления механизмом сбрасывания фонаря.

1—наземный стопор рычага сбрасывания створки фонаря; 2—рычаг сбрасывания фонаря; 3—рычаг выстрела пиромеханизма; 4—тяги управления верхним параллелограммным механизмом; 5—тяги управления механизмом сбрасывания фонаря.

1—наземный стопор рычага сбрасывания створки фонаря; 2—рычаг сбрасывания фонаря; 3—рычаг выстрела пиромеханизма; 4—тяги управления верхним параллелограммным механизмом; 5—тяги управления механизмом сбрасывания фонаря.

1—наземный стопор рычага сбрасывания створки фонаря; 2—рычаг сбрасывания фонаря; 3—рычаг выстрела пиромеханизма; 4—тяги управления верхним параллелограммным механизмом; 5—тяги управления механизмом сбрасывания фонаря.

1—наземный стопор рычага сбрасывания створки фонаря; 2—рычаг сбрасывания фонаря; 3—рычаг выстрела пиромеханизма; 4—тяги управления верхним параллелограммным механизмом; 5—тяги управления механизмом сбрасывания фонаря.

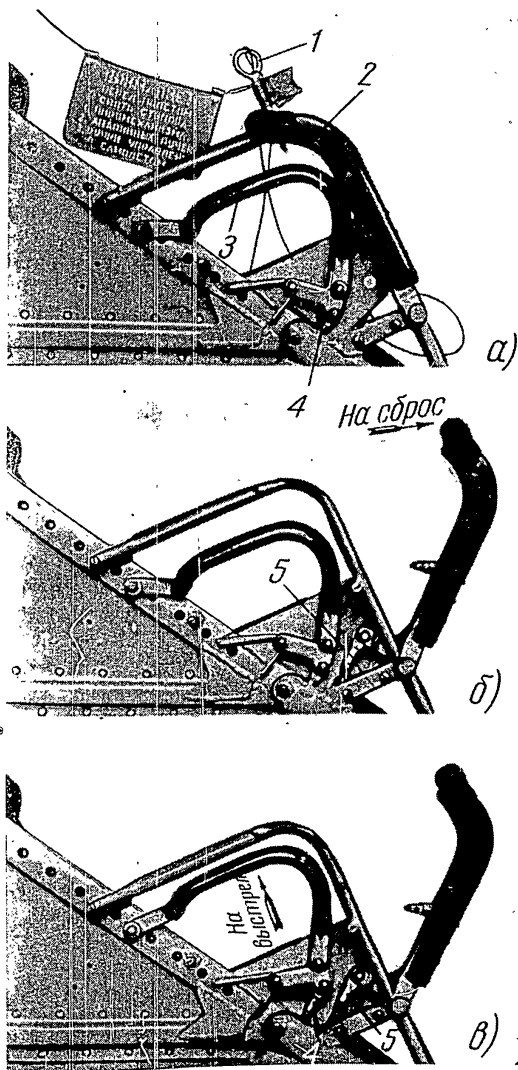
1—наземный стопор рычага сбрасывания створки фонаря; 2—рычаг сбрасывания фонаря; 3—рычаг выстрела пиромеханизма; 4—тяги управления верхним параллелограммным механизмом; 5—тяги управления механизмом сбрасывания фонаря.

1—наземный стопор рычага сбрасывания створки фонаря; 2—рычаг сбрасывания фонаря; 3—рычаг выстрела пиромеханизма; 4—тяги управления верхним параллелограммным механизмом; 5—тяги управления механизмом сбрасывания фонаря.

Сиденье снабжено привязными ремнями. Плечевые ремни имеют механизм подтяга, благодаря чему могут менять величину слабину в полете. Ручка управления подтягом установлена на левом поручне. Поясные ремни регулируются на земле. Замок ремней управляется тросом от «груши» на

мат раскрывает замок ремней, освобождая летчика от сиденья.

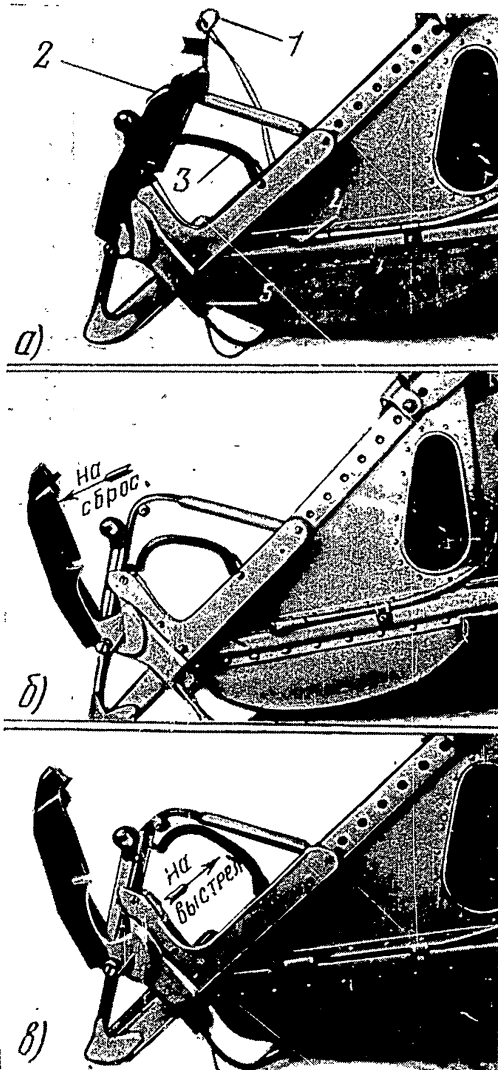
Автомат приводится в действие в момент катапультирования благодаря вытягиванию контрольной шпильки фалом, присоединенным к конструкции самолета в кабине.



Фиг. 96. Правый поручень.

а—исходное положение; б—движение рычага на сбрасывание фонаря; в—движение рычага выстрела на катапультирование.

1—наземный стопор рычага сбрасывания створки фонаря; 2—рычаг сбрасывания фонаря; 3—рычаг выстрела пиромеханизма; 4—тяга управления верхним параллелограммным механизмом; 5—тяга управления механизмом сбрасывания фонаря.



Фиг. 97. Левый поручень.

а—исходное положение; б—движение рычага на сбрасывание фонаря; в—движение рычага выстрела на катапультирование.

1—наземный стопор рычага сбрасывания створки фонаря; 2—рычаг сбрасывания фонаря; 3—рычаг выстрела пиромеханизма; 4—тяга управления верхним параллелограммным механизмом; 5—тяга управления механизмом сбрасывания фонаря.

правом поясным ремне. Для автоматизации раскрытия замка ремней в воздухе после катапультирования на правой стенке сиденья установлен автомат АД-3. По прошествии определенного заданного времени (1,5÷2 сек.) после катапультирования авто-

Пиромеханизм предназначен для выбрасывания из кабины кресла вместе с сидящим на нем летчиком. Пиромеханизм состоит из четырех узлов: наружной трубы, штока, нижнего опорного узла с поршнем шарикового замка и головки пиромеханиз-

Выдергивание упора из-под бойка — управление выстрелом — осуществляется верхним параллелограммным механизмом сиденья, который может быть приведен в действие независимыми гибкими тягами, идущими с правого и левого поручней. Тяги могут быть приведены в движение скобой на правом поручне или рычагом на левом (фиг. 96 и 97).

Чтобы исключить возможность катапультирования при несброшенном фонаре кабины, управление сбрасыванием осуществляется от рычагов, установленных на поручнях и в исходном положении запирающих скобу и рычаг выстрела. Поэтому, не про-

От рычагов сбрасывания фонаря гибкие тяги передают движение верхней колонке с рычагом, установленной на сиденье.

Отклоняясь, рычаг на колонке нажимает на планку установленного на рельсах кабины параллелограммного механизма сбрасывания фонаря. Движение планки приводит в действие замки рельсов фонаря, они отпираются, и фонарь благодаря воздействию давления из кабины и силы отсасывания внешним потоком воздуха отделяется от самолета. При отделении от кабины фонарь с помощью тросика выдергивает из головки пиромеханизма чеку, тем самым полностью освобождая систему катапультирования от блокирующих устройств, связанных с фонарем.

Для обеспечения большей безопасности при наземном обслуживании самолета устанавливаются наземные стопоры: на поручах — стопоры запирают рычаги сбрасывания фонаря; на пиромеханизме — стопор запирает упор бойка пиромеханизма. Стопоры связаны в единую систему тросами. Снимаются стопоры только перед взлетом и после посадки самолета вновь ставятся на место.

ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕ
ПРИBORОВ И ОРГАНОВ УПРАВЛЕН

Приборное оборудование самолета позволяет вести полет днем и ночью, в условиях отсутствия видимости, на больших высотах и в сложных метеорологических условиях.

Приборное оборудование самолета состоит из пилотажно-навигационных приборов и приборов контроля за агрегатами силовой установки и отдельными агрегатами самолета (например, герметической кабины, радионавигационных средств и средств сигнализации).

Для ведения ночного полета все ручки и рычаги управления в кабине маркированы светящейся

На приборной доске размещены следующие приборы и указатели:

- 1) комбинированный указатель скорости КУС-1200;

- 2) высотомер ВД-17;
- 3) авиагоризонт АГИ-1;
- 4) электрический указатель поворота ЭУП-46;
- 5) вариометр ВАР-46;
- 6) манетр МС-1,5;
- 7) указатель дистанционного гиромагнитного компаса ДГМК-3;
- 8) указатель автоматического радиоконмаса АРК-5;
- 9) указатель радиовысотомера РВ-2;
- 10) сигнальная лампа маркерного приемника МРП-48Г;

С пер-
чому д...
прибор...
зуряд...
1) год...
бо...
2) не...
на ст...
3) м...
бо...
М...
доск...

Источником статического и динамического давления для работы пилотажно-навигационных приборов является система ПВД. Приемником воздушных давлений является насадок ПВД-3, установленный на правом крыле.

ПВД-3 присоединен
детой на конец прот
крыла. На левом кр
кета ПВД-3, по весо
аналогично приемник
К приемнику ПВД

ГЛАВА X

ПРИБОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА. РАЗМЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ И ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ В КАБИНЕ

Приборное оборудование самолета позволяет вести полет днем и ночью, в условиях отсутствия видимости, на больших высотах и в сложных метеорологических условиях.

Приборное оборудование самолета состоит из пилотажно-навигационных приборов и приборов контроля за агрегатами силовой установки и отдельными агрегатами самолета (например, герметической кабины, радионавигационных средств и средств сигнализации).

Для ведения ночного полета все ручки и рычаги управления в кабине маркированы светящейся массой.

С целью освобождения летчика от излишнего запоминания цифр и упрощения его работы шкалы приборов разбиты на цветные секторы, характеризующие различные режимы работы агрегатов:

- 1) голубой сектор свидетельствует о том, что работа на этом режиме не ограничена;
- 2) желтый сектор требует внимания, но работа на этом режиме допускается;
- 3) красный сектор свидетельствует о том, что работа на этом режиме запрещена.

Указатели приборов размещены на приборной доске, на правом и левом пультах и бортах кабины.

1. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ ПРИБОРЫ

На приборной доске размещены следующие пилотажно-навигационные приборы и указатели:

- 1) комбинированный указатель скорости КВС-1200;
- 2) высотомер ВД-17;
- 3) авиагоризонт АГИ-1;
- 4) электрический указатель поворота ЭУП-46;
- 5) вариометр ВАР-46;
- 6) маметр МС-1,5;
- 7) указатель дистанционного гиромагнитного компаса ДГМК-3;
- 8) указатель автоматического радиокompаса АРК-5;
- 9) указатель радиовысотомера РВ-2;
- 10) сигнальная лампа маркерного приемника МРП-48П;

11) часы АЧХ (переставлены по бюллетеню № ГК-389);

12) компас КИ-12 установлен над приборной доской.

Примечание. В соответствии с решением МАП и ВВС по бюллетеню ГК-389 с эксплуатации сняты маметр МС-1,5 и компас КИ-12.

Маметр МС-1,5 не ставится заводом с самолета № 58210517, а компас КИ-12 — с самолета № 58210442.

Пилотажно-навигационные приборы позволяют летчику правильно использовать в полете летно-технические возможности самолета и ориентироваться по заданному маршруту. Часть пилотажно-навигационных приборов работает от системы ПВД-3 по принципу замера разности динамического и статического давлений в полете, другая часть пилотажно-навигационных приборов основана на радиотехническом и электрическом принципах.

2. СИСТЕМА ПВД

Источником статического и динамического давления для работы пилотажно-навигационных приборов является система ПВД. Приемником воздушных давлений является насадок ПВД-3, установленный на правом крыле.

При помощи стального переходника приемник

ПВД-3 присоединен к дюралюминовой штанге, надетой на конец противофлаттерного груза правого крыла. На левом крыле произведена установка макета ПВД-3, по весовым и габаритным величинам аналогично приемнику на правом крыле.

К приемнику ПВД-3 подсоединены два дюрито-

вых шланга для отвода статического и динамического давлений и электропровода обогревательного элемента приемника. От приемника по трубопроводам статическое и динамическое давление подается в кабину и системой распределительных коллекторов направляется к приборам.

Проводка статического давления подключена к следующим приборам:

- 1) указатель скорости КУС-1200;
- 2) высотомеру ВД-17;
- 3) вариометру ВАР-75;
- 4) указателю высоты и перепада давления УВПД-3;

3. ПРИБОРЫ КОНТРОЛЯ ЗА РАБОТОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Приборы контроля за работой двигателя позволяют летчику вести наблюдение в полете за работой двигателя: количеством оборотов, температурой газов за турбиной, давлением и температурой масла, давлением топлива в основной топливной системе форсажной камеры и количеством топлива в топливной системе самолета.

К приборам контроля за силовой установкой относятся:

- 5) автомат вводу высоты в прицел.
- Проводка динамического давления подключена к указателю скорости.

Прокладка системы по крылу и в фюзеляже выполняется трубками АМГМ (6×4), закрепленными к конструкции. Трубки уложены с уклоном — они постепенно понижаются к нервюре № 22 крыла, благодаря чему образована нижняя точка сбора конденсата. В нижней точке системы установлены тройники-отстойники, из которых сливается конденсат. Подход к сливным штуцерам обеспечивается через лючок в обшивке крыла.

- 1) тахометр ТЭ-15;
- 2) термометр ТГЗ-47 или ТГВ-11;
- 3) трехстрелочный указатель ЭМИ-3Р;
- 4) керосиномер КЭС-857;
- 5) манометр топлива ЭМ-100;
- 6) сигнализаторы СД-3 с сигнальными лампочками.

Все приборы контроля за работой агрегатов силовой установки работают на электродистанционной передаче.

4. РАЗМЕЩЕНИЕ ПРИБОРОВ И ОРГАНОВ УПРАВЛЕНИЯ В КАБИНЕ

В кабине самолета размещены основные командные и контрольные установки управления самолетом и всеми агрегатами (фиг. 98). Здесь находятся пилотажно-навигационные приборы и командные устройства средств радионавигации; командные установки и приборы управления агрегатами силовой установки и контроля за их работой; командные рычаги и другие средства управления органами управления и посадки самолета; командные устройства по управлению стрельбой из пушек и бомбометанием; пульта управления радиооборудованием; электрооборудование и рычажки управления аэронавигационными огнями, фарой, ракетницей, освещением в кабине; средства, обеспечивающие работоспособность летчика в любых эксплуатационных условиях и покидание самолета летчиком в случае необходимости.

Оборудование в кабине самолета размещено на приборной доске, на пультах, на электрошитах, на подфюзарной панели, на полу кабины, на бортах кабины и над приборной доской.

ПРИБОРНАЯ ДОСКА

Приборная доска состоит из двух неподвижных и двух амортизированных панелей (фиг. 99).

На левой неподвижной панели доски приборов установлены сигнальная лампа СЛЦ-51 (зеленая, с надписью «Закрылки выпущены»), два реостата РУФО-45; переключатель ППН-45 с надписями «Фара», «Убрана—Выпущена»; кислородный указатель ИК-18; автомат защиты сети АЗС-5 под защитным колпачком с надписями «Управление шасси», «Выключено—Включено»; рукоятка управления

электромагнитным крапом шасси с надписями «Шасси», «Убрана—Выпущено»; указатель положения шасси.

На левой амортизированной панели приборной доски установлены сигнальная лампа СЛЦ-51 (красная, с надписью «Маркер»); указатель курса АРК-5; указатель ДГМК-3; указатель радиовысотометра РВ-2; сигнальная лампа АОС-42 с надписью «Выпусти шасси»; указатель скорости КУС-1200; кнопка 5К с надписью «ДГМК»; высотомер ВД-17; часы АЧХ; авиагоризонт АГИ-1; указатель поворота ЭУП-46; сигнальная лампа СЛЦ-51 «Надув не работает»; сигнальная лампа СЛЦ-51 «Генератор выключен»; сигнальная лампа СЛЦ-51 (зеленая, с надписью «2-й бак»); сигнальная лампа СЛЦ-51 (красная, с надписями «Пусковое давление» и «Лампа горит, не запускай»).

На правой амортизированной панели приборной доски установлены вариометр ВАР-75; сигнальная лампа СЛЦ-51 (красная, с надписью «Запуск в воздухе произвел, зажигание выключи»); сигнальная лампа СЛЦ-51 (красная, с надписью «300 л»); керосиномер КЭС-857; тахометр ТЭ-15; а также предусмотрено место для указателя (блок № 3) станции «Узел»; термометр выходящих газов ТГЗ-47; трехстрелочный указатель ЭМИ-3Р.

На правой неподвижной панели приборной доски установлены амперметр А-46; манометр топлива на 100 кг/см² ЭМ-100; указатель высоты и перепада давления УВПД-3; вольтметр В-46; автомат защиты сети АЗС-10 с надписями «ПВД-часы» и «Включено—Выключено».

Левая и правая неподвижные панели приборной доски представляют собой листы из материала Д16

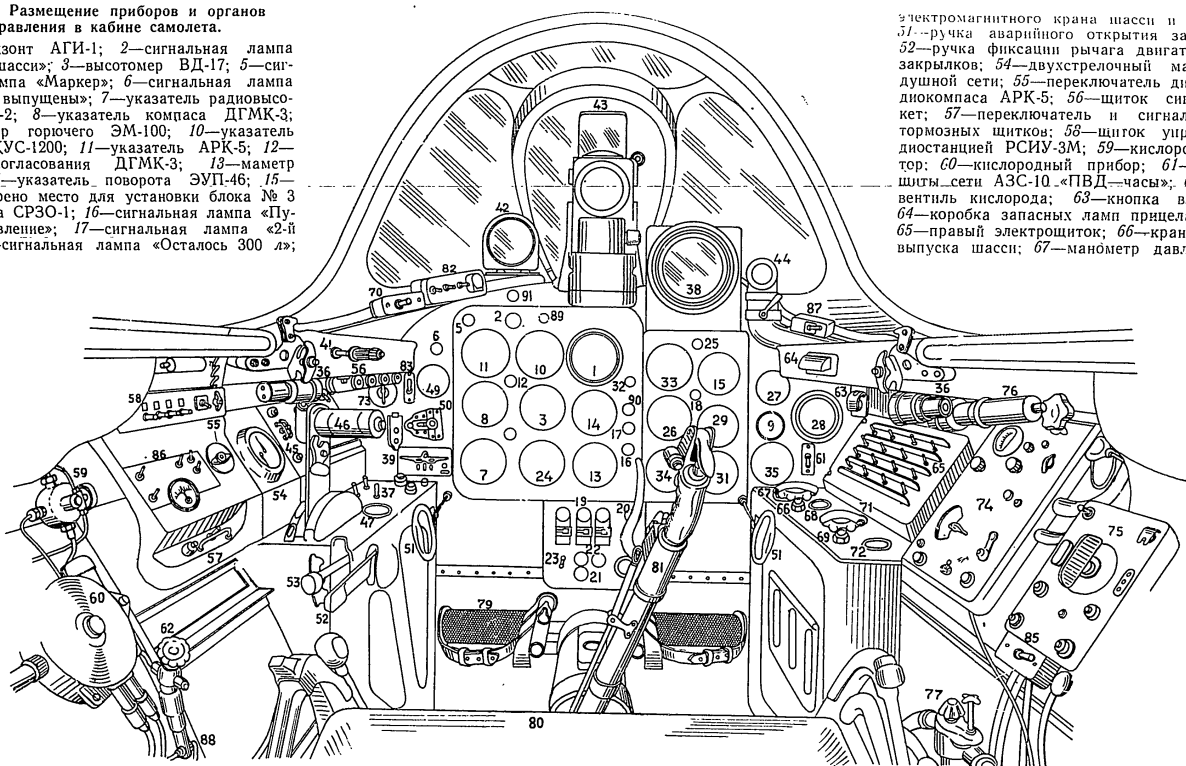
электромагнитного крапа шасси и АЗС шасси; 52—ручка аварийного открытия замков шасси; 53—кран аварийного рычага двигателя; 54—кран аварийного рычага двигателя; 55—кран аварийного рычага двигателя; 56—кран аварийного рычага двигателя; 57—переключатель сигнальных тормозных шток; 58—шток управления радиостанцией РСНУ-3М; 59—кнопка аварийной остановки; 60—кнопка аварийной остановки; 61—кнопка аварийной остановки; 62—кнопка аварийной остановки; 63—кнопка аварийной остановки; 64—кнопка аварийной остановки; 65—кнопка аварийной остановки; 66—кнопка аварийной остановки; 67—кнопка аварийной остановки.

Фиг. 98. Размещение приборов и органов управления в кабине самолета.

1—авиагоризонт АГИ-1; 2—сигнальная лампа «Выпусти шасси»; 3—высотомер ВД-17; 4—сигнальная лампа «Маркер»; 5—указатель курса АРК-5; 6—указатель ДГМК-3; 7—указатель радиовысотометра РВ-2; 8—указатель радиовысотометра РВ-2; 9—указатель радиовысотометра РВ-2; 10—указатель радиовысотометра РВ-2; 11—указатель радиовысотометра РВ-2; 12—указатель радиовысотометра РВ-2; 13—указатель радиовысотометра РВ-2; 14—указатель радиовысотометра РВ-2; 15—указатель радиовысотометра РВ-2; 16—указатель радиовысотометра РВ-2; 17—указатель радиовысотометра РВ-2; 18—указатель радиовысотометра РВ-2; 19—указатель радиовысотометра РВ-2; 20—указатель радиовысотометра РВ-2; 21—указатель радиовысотометра РВ-2; 22—указатель радиовысотометра РВ-2; 23—указатель радиовысотометра РВ-2; 24—указатель радиовысотометра РВ-2; 25—указатель радиовысотометра РВ-2; 26—указатель радиовысотометра РВ-2; 27—указатель радиовысотометра РВ-2; 28—указатель радиовысотометра РВ-2; 29—указатель радиовысотометра РВ-2; 30—указатель радиовысотометра РВ-2; 31—указатель радиовысотометра РВ-2; 32—указатель радиовысотометра РВ-2; 33—указатель радиовысотометра РВ-2; 34—указатель радиовысотометра РВ-2; 35—указатель радиовысотометра РВ-2; 36—указатель радиовысотометра РВ-2; 37—указатель радиовысотометра РВ-2; 38—указатель радиовысотометра РВ-2; 39—указатель радиовысотометра РВ-2; 40—указатель радиовысотометра РВ-2; 41—указатель радиовысотометра РВ-2; 42—указатель радиовысотометра РВ-2; 43—указатель радиовысотометра РВ-2; 44—указатель радиовысотометра РВ-2; 45—указатель радиовысотометра РВ-2; 46—указатель радиовысотометра РВ-2; 47—указатель радиовысотометра РВ-2; 48—указатель радиовысотометра РВ-2; 49—указатель радиовысотометра РВ-2; 50—указатель радиовысотометра РВ-2; 51—указатель радиовысотометра РВ-2; 52—указатель радиовысотометра РВ-2; 53—указатель радиовысотометра РВ-2; 54—указатель радиовысотометра РВ-2; 55—указатель радиовысотометра РВ-2; 56—указатель радиовысотометра РВ-2; 57—указатель радиовысотометра РВ-2; 58—указатель радиовысотометра РВ-2; 59—указатель радиовысотометра РВ-2; 60—указатель радиовысотометра РВ-2; 61—указатель радиовысотометра РВ-2; 62—указатель радиовысотометра РВ-2; 63—указатель радиовысотометра РВ-2; 64—указатель радиовысотометра РВ-2; 65—указатель радиовысотометра РВ-2; 66—указатель радиовысотометра РВ-2; 67—указатель радиовысотометра РВ-2; 68—указатель радиовысотометра РВ-2; 69—указатель радиовысотометра РВ-2; 70—указатель радиовысотометра РВ-2; 71—указатель радиовысотометра РВ-2; 72—указатель радиовысотометра РВ-2; 73—указатель радиовысотометра РВ-2; 74—указатель радиовысотометра РВ-2; 75—указатель радиовысотометра РВ-2; 76—указатель радиовысотометра РВ-2; 77—указатель радиовысотометра РВ-2; 78—указатель радиовысотометра РВ-2; 79—указатель радиовысотометра РВ-2; 80—указатель радиовысотометра РВ-2; 81—указатель радиовысотометра РВ-2; 82—указатель радиовысотометра РВ-2; 83—указатель радиовысотометра РВ-2; 84—указатель радиовысотометра РВ-2; 85—указатель радиовысотометра РВ-2; 86—указатель радиовысотометра РВ-2; 87—указатель радиовысотометра РВ-2; 88—указатель радиовысотометра РВ-2; 89—указатель радиовысотометра РВ-2; 90—указатель радиовысотометра РВ-2; 91—указатель радиовысотометра РВ-2; 92—указатель радиовысотометра РВ-2; 93—указатель радиовысотометра РВ-2; 94—указатель радиовысотометра РВ-2; 95—указатель радиовысотометра РВ-2; 96—указатель радиовысотометра РВ-2; 97—указатель радиовысотометра РВ-2; 98—указатель радиовысотометра РВ-2; 99—указатель радиовысотометра РВ-2; 100—указатель радиовысотометра РВ-2.

Фиг. 98. Размещение приборов и органов управления в кабине самолета.

1—авиагоризонт АГИ-1; 2—сигнальная лампа «Выпусти шасси»; 3—высотомер ВД-17; 5—сигнальная лампа «Маркер»; 6—сигнальная лампа «Закрылки выпущены»; 7—указатель радиовысотомера РВ-2; 8—указатель компаса ДГМК-3; 9—манометр горючего ЭМ-100; 10—указатель скорости КУС-1200; 11—указатель АРК-5; 12—кнопка согласования ДГМК-3; 13—манометр МС-1,5; 14—указатель поворота ЭУП-46; 15—предусмотрено место для установки блока № 3 индикатора СР30-1; 16—сигнальная лампа «Пусковое давление»; 17—сигнальная лампа «2-й бак»; 18—сигнальная лампа «Осталось 300 л»;

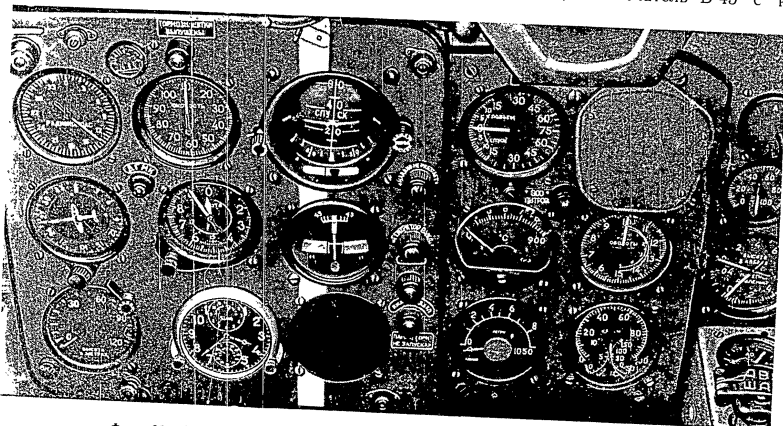


19—счетчик патронов УСБ-1М; 20—сигнальная лампа «Выработка из подвесных баков»; 21—сигнальная лампа «Взрыв»; 22—сигнальная лампа «Подвеска бомб»; 23—выключатель 2В-45 «Тактический сброс»; 24—часы АЧХ; 25—сигнальная лампа «Запуск в воздух»; 26—тахометр ТЭ-15; 27—амперметр А-46; 28—вольтметр В-46; 29—термометр выходящих газов ТЭЗ-47 или ТВГ-11; 31—трехстрелочный индикатор ЭМИ-3Р; 32—сигнальная лампа «Наддув не работает»; 33—вариометр ВАР-75; 34—керосинометр КЭС-857; 35—указатель высоты и перепада давлений УВПД-3; 36—лампа АРУФОШ; 37—переключатель ПН-45 триммера элерона, переключатель ПП-45 бустера элерона; 38—индикатор радиолокатора РП-1; 39—указатель положения шасси; 41—нажимной переключатель и сигнальная лампа триммера руля высоты; 42—компас КИ-12; 43—прицел АСП-3НМ с блоком 8РП-1; 44—кран вентиляции кабины; 45—левый электрошток; 46—рычаг управления двигателем; 47—манометр давления бустерной системы; 49—указатель кислорода ИК-18; 50—переключатель

электромагнитного крана шасси и АЗС шасси; 51—ручка аварийного открытия замков шасси; 52—ручка фиксации рычага двигателя; 53—кран закрылков; 54—двухстрелочный манометр воздушной сети; 55—переключатель диапазонов радиоконцентра АРК-5; 56—щиток сигнальных ракет; 57—переключатель и сигнальная лампа тормозных щитков; 58—щиток управления радиостанцией РСНУ-3М; 59—кислородный редуктор; 60—кислородный прибор; 61—автомат защиты сети АЗС-10 «ПВД» часы; 62—запорный вентиль кислорода; 63—кнопка взрыва СРО; 64—коробка запасных ламп прицела АСП-3НМ; 65—правый электрошток; 66—кран аварийного выпуска шасси; 67—манометр давления в ава-

рийном баллоне выпуска шасси; 68—манометр гидросистемы; 69—кран аварийного выпуска закрылков; 70—переключатель приводных радиостанций АРК-5 с надписью «Ближняя—Дальняя»; 71—манометр давления в аварийном баллоне; 72—манометр воздушной сети; 73—реостаты ламп ультрафиолетового облучения; 74—щиток управления АРК-5; 75—щиток управления СРО; 76—лампа подсвета кабины КЛСРК-45; 77—кран воздушного питания кабины; 79—педаль ножного управления; 80—катапультируемое сиденье; 81—ручка управления самолетом; 82—щиток кнопок перезарядки пушек и сбрасывания баков; 83—переключатель выпуска и уборки фары; 85—автомат защиты сети СРО; 86—щиток управления РП-1; 87—выключатель сигнала бедствия СРО; 88—автомат АД-5 системы наполнения ППК-1; 89—сигнальная лампа «Тормозные щитки выпущены»; 90—сигнальная лампа «Генератор выключен»; 91—реостат подсвета КИ-12.

толщиной 2 мм с отбортованными нижними и верхними кромками. Обе панели крепятся к профилю шпангоута № 5 болтами, к стрингерам и шпангоуту № 5 — сварными стальными узлами. На панелях установлены стальные сварные узлы для крепления каркаса амортизированных панелей. Левая и правая амортизированные панели приборной доски представляют собой листы из материала Д16 толщиной 2 мм с отбортованными стенками по всему контуру. Левая панель — выдвижная и крепится к каркасу нетеряющимися гайками. Правая панель крепится к каркасу болтами. Каркас представляет собой сварную раму из стальных труб с узлами для крепления к шпангоуту № 5 и к неподвижным панелям. Каркас прикреплен к амортизаторам, установленным на верхних и нижних узлах кронштейнов в кабине.



Фиг. 99. Амортизированные панели приборной доски самолета МиГ-17ПФ.

на приборной доске установлены прицел АСП-1, блок № 4 и 8 станции РП-1; компас КИ-12; датчик РД-70 с надписью «Подсвет КИ-12» (компас КИ-12 и датчик РД-70 впоследствии сняты). Питание компаса обеспечивает регулировку точности и быстротечности.

СРЕДНИЙ ЭЛЕКТРОЩИТОК

На приборной доске на колонке управления самолетом установлен средний электрощиток, который представляет собой дюралюминиевую коробку, вмонтированную на сварной ферме из стальных труб. В среднем электрощитке установлены:

счетчик патронов УСБ-1М с имеющимися на нем лампами готовности оружия и лампами «Передняя левая», «Задняя левая» и «Взрыв»; выключатель В-45 с надписями «Тактирование», «Включено на взрыв», «Подвесные бомбы»; две сигнальные лампы СЛЦ-51 (зеленая, с надписью «Лампы подвески бомб»); лампа СЛЦ-51 (красного цвета, с надписью «Взрыв»); сигнальная лампа СЛЦ-51 (зеленого цвета, с надписью «Сигнализация подвесных

баков»); выключатель В-45 (с надписями «Включено» и «Выключено») для сигнальной лампы баков.

ПРАВЫЙ ЭЛЕКТРОЩИТОК

Правый электрощиток установлен на правом борту кабины между шпангоутами № 5 и 6 и представляет собой дюралюминиевую коробку, состоящую из дна, обечайки и крышки.

На правом электрощитке установлены: плавающая вставка ПВ-10 с надписью «Сигнал шасси, закрылков, тормозных щитков и гидросилителя элерона»; плавающая вставка ПВ-6 с надписью «Переносная лампа, УФО»; плавающая вставка ПВ-10 с надписью «Взрыв» и «Подвесные баки»; плавающая вставка ПВ-6 с надписью «Сигнал ракет, КЛСРК-45, КИ-12 и ВС-53»; выключатель В-45 с надписью

ферму из стальных труб, закрытую сверху и сбоку дюралюминиевыми листами.

На правом пульте установлены: манометр на 80 кг/см² с надписью «Давление в аварийном баллоне 50 кг/см²»; манометр на 250 кг/см² с надписью «Максимальное давление в гидросистеме 145 кг/см²»; манометр на 250 кг/см² с надписью «Давление в аварийном баллоне закрылков 110—130 кг/см²»; манометр на 250 кг/см² с надписью «Давление в основном баллоне 120 кг/см²»; аварийные краны выпуска шасси и закрылков.

ОБОРУДОВАНИЕ НА ПРАВОМ БОРТУ КАБИНЫ

(фиг. 100 и 101)

Кроме электрощитка и пульта, на правом борту кабины установлены:

щиток управления АРК-5; лампа КЛСРК-45 (у шпангоута № 6 под подфоновой панелью); колодовый щиток СРО и под ним АЗС «Бария»; кнопка взрыва СРО (между шпангоутами № 5 и 6 под подфоновой панелью между правым электрощитком и щитком управления АРК-5); коробка запасных ламп прицела АСП-3НМ (между шпангоутами № 5 и 6 на подфоновой панели); правая лампа АРУФОШ (между шпангоутами № 5 и 6); выносной выключатель сигнала бедствия СРО; зарядные вентили воздушных систем; кран питания кабины сумка кислородной маски.

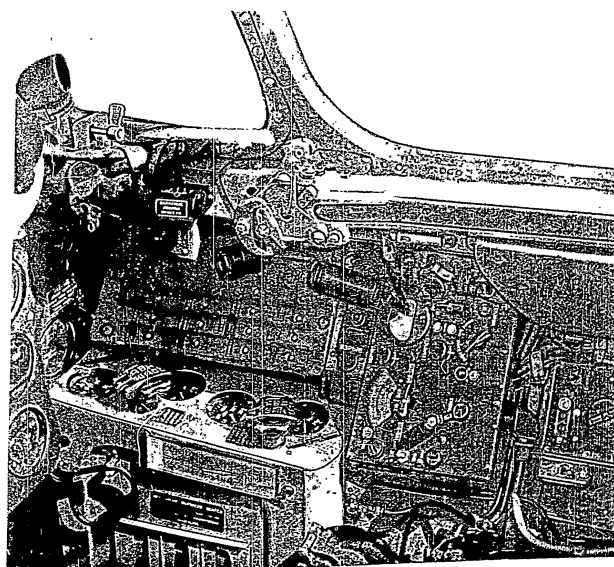
ЛЕВЫЙ ЭЛЕКТРОЩИТОК

Левый электрощиток самолета представляет собой дюралюминиевую коробку, состоящую из крышки, обечайки и дна. На щитке установлены:

плавающая вставка ПВ-10 с надписью «Сигнал шасси, закрылков, тормозных щитков и гидросилителя элерона»; плавающая вставка ПВ-6 с надписью «Переносная лампа, УФО»; плавающая вставка ПВ-10 с надписью «Взрыв» и «Подвесные баки»; плавающая вставка ПВ-6 с надписью «Сигнал ракет, КЛСРК-45, КИ-12 и ВС-53»; выключатель В-45 с надписью «Включено» и «Выключено» для сигнальной лампы баков.

ЛЕВЫЙ ПУЛЬТ

Левый пульт установлен между шпангоутами № 5 и 6 и представляет собой сварную ферму из стальных труб, закрытую сверху и сбоку дюралюминиевыми листами. На горизонтальной ферме установлены: рычаг управления газом двигателя ГАЗ-45 с надписью «Газ»; манометр МГ-170 системы гидроснабжения; кнопка «Триггер»; кнопка «Взрыв»; кнопка «Подвесные бомбы»; кнопка «Сигнализация подвесных бомб»; кнопка «Сигнализация подвесных баков».



Фиг. 100. Вид на правый борт кабины.

ПРАВЫЙ ПУЛЬТ

Правый пульт установлен между шпангоутами № 5 и 6 в кабине и представляет собой сварную

ферму из стальных труб, закрытую сверху и сбоку дуралюминовыми листами.

На правом пульте установлены:

манометр на 80 кг/см^2 с надписью «Давление в аварийном баллоне 50 кг/см^2 »; манометр на 250 кг/см^2 с надписью «Максимальное давление в гидросистеме 145 кг/см^2 »; манометр на 250 кг/см^2 с надписью «Давление в аварийном баллоне за крылков 110—130 кг/см^2 »; манометр на 250 кг/см^2 с надписью «Давление в основном баллоне 120 кг/см^2 »; аварийные краны выпуска шасси и закрылков.

ОБОРУДОВАНИЕ НА ПРАВОМ БОРТУ КАБИНЫ

(фиг. 100 и 101)

Кроме электрощитка и пульта, на правом борту кабины установлены:

щиток управления АРК-5; лампа КЛСРК-45 (у шпангоута № 6 под подфонарной панелью); кодовый щиток СРО и под ним АЗС «Бария»; кнопка взрыва СРО (между шпангоутами № 5 и 6 под подфонарной панелью между правым электрощитком и щитком управления АРК-5); коробка запасных ламп прицела АСП-ЗНМ (между шпангоутами № 5 и 6 на подфонарной панели); правая лампа АРУФОШ (между шпангоутами № 5 и 6); выносной выключатель сигнала бедствия СРО; зарядные вентили воздушных систем; кран питания кабины; сумка кислородной маски.

ЛЕВЫЙ ЭЛЕКТРОЩИТОК

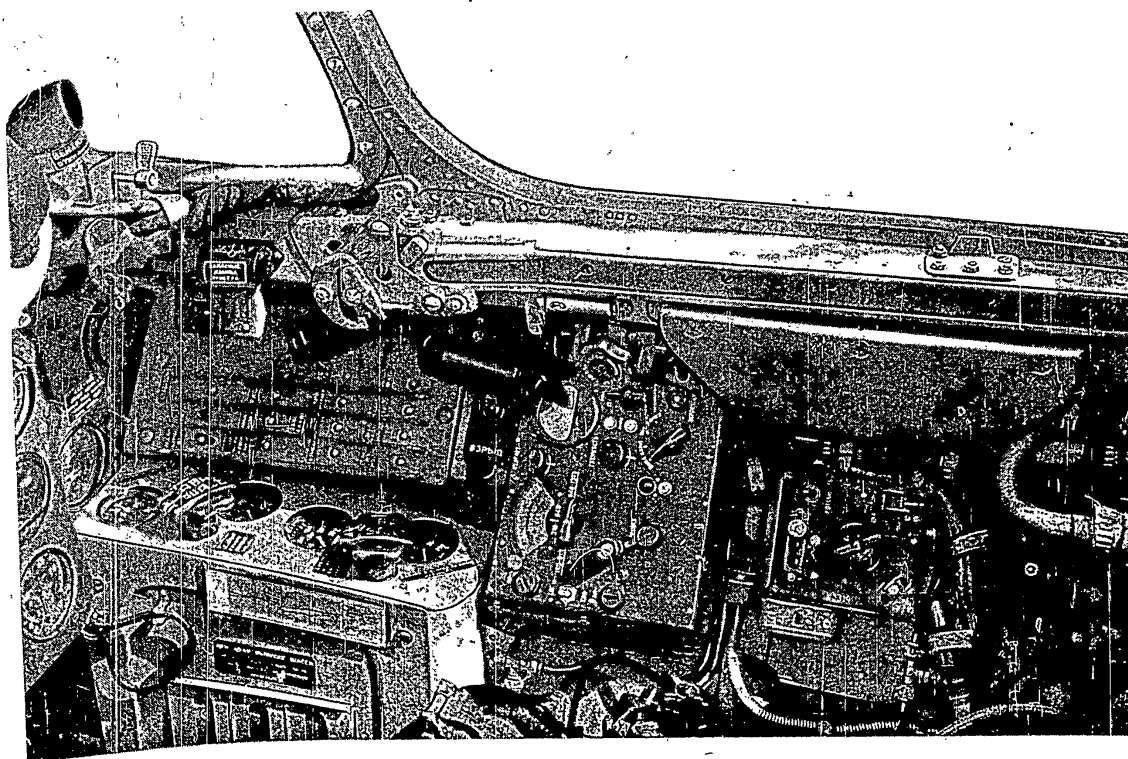
Левый электрощиток самолета представляет собой дуралюминовую коробку, состоящую из крышки, обечайки и дна. На щитке установлены:

плавкая вставка ПВ-10 с надписями «Противопожарное устройство», «Противообледенитель»; автомат защиты сети АЗС-25 с надписью «Бустерная помпа» (подкачивающий насос); автомат защиты сети АЗС-10 с надписями «Помпа 2-го бака, сигнал помпы», «Пусковая панель»; сигнальная лампа СЛЦ-51 (зеленая, с надписью «Форсаж отключен»); автомат защиты сети АЗС-5 с надписями «Приборы контроля двигателя» и «Сигнал генератора и подвесных баков»; автомат защиты сети АЗС-15 с надписью «Зажигание, пусковой насос, соленоиды форсунок»; автомат защиты сети АЗС-5 с надписью «Аварийное отключение форсажа»; выключатель В-45 с надписями «Сопло открыто» и «Внимание, сопло открывать перед остановкой двигателя»; выключатель В-45 с надписями «Зажигание в воздухе», «Выключено»; автомат защиты сети АЗС-10 с надписью «Форсаж двигателя».

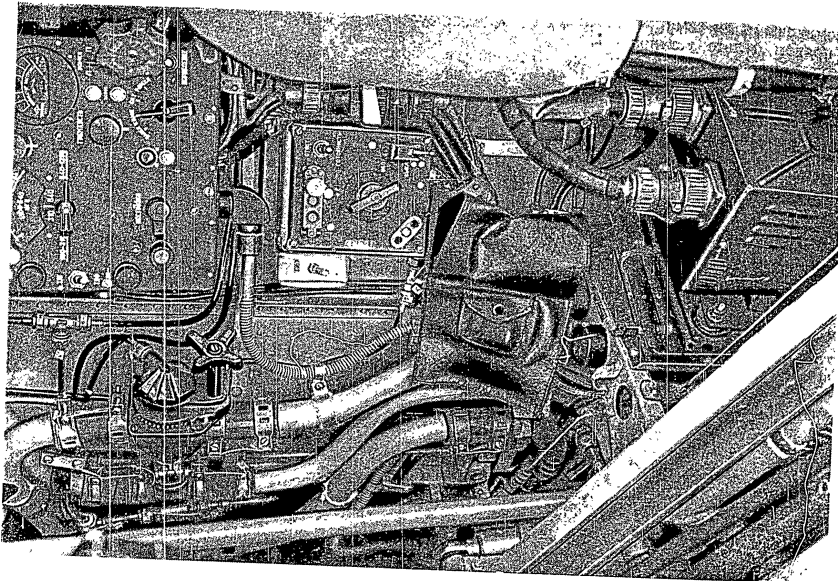
ЛЕВЫЙ ПУЛЬТ

Левый пульт установлен на левом борту кабины между шпангоутами № 5 и 6 и представляет собой сварную ферму из стальных труб, закрытую сверху и сбоку дуралюминовыми листами.

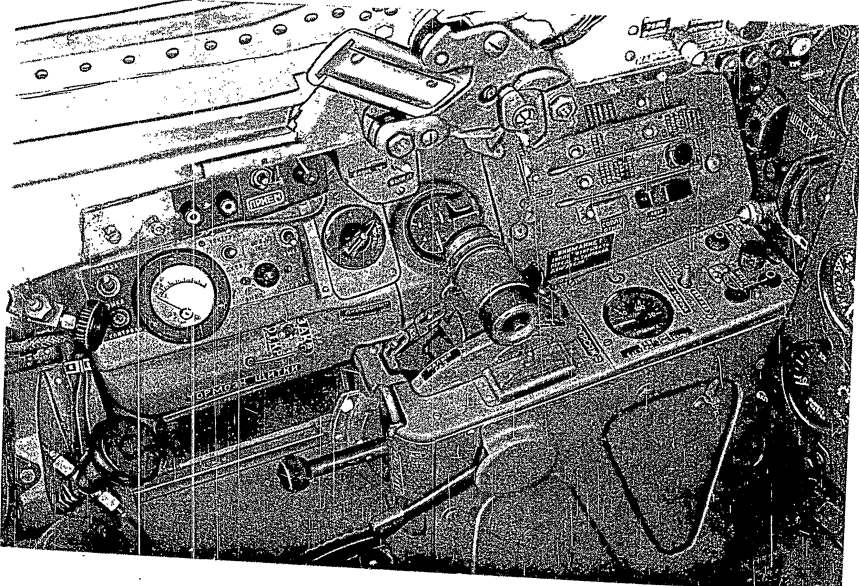
На горизонтальной части пульта установлены: рычаг управления двигателем с надписями «Малый газ — полный газ» и «Форсаж»; переключатель ПН-45 с надписями «Бустер элерона» и «Выключен»; манометр МГ-150Ц с надписью «Давление в системе гидроусилителя»; переключатель ПН-45 с надписями «Триммер элерона», «Вправо—Влево»; кнопка 5К с надписью «Противообледенитель»; кнопка 205К с надписью на защитном колпачке «Огнетушитель»; сигнальная лампа СЛЦ-51 (крас-



Фиг. 100. Вид на правый борт кабины.



Фиг. 101. Размещение оборудования в правой задней части кабины



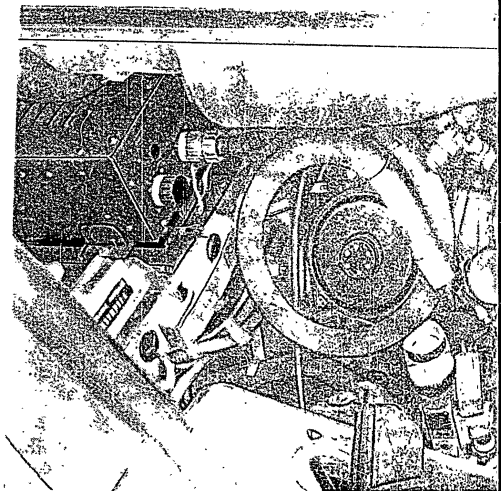
Фиг. 102. Вид на левый борт кабины.

ная, с надписью «Пожар»); кнопка с надписью «Проверка пожарной лампы»; рукоятка управления закрылками с надписями «Закрывки», «Подъем», «Нейтрально», «Выпуск 20°» и «Выпуск 60°»; рычаг управления стоп-краном (на вертикальной стенке) с надписями «Стоп-кран», «Открыт», «Закрыт» и «Запуск».

На наклонной части левого пульта установлены: двухстрелочный манометр на 12 кг/см^2 ; выключатель В-45 с надписями «Тормозные шитки», «Открыты—Закрыты»; пульт управления станцией РП-1; трехпозиционный переключатель диапазонов АРК-5.

ОБОРУДОВАНИЕ НА ЛЕВОМ БОРТУ КАБИНЫ (фиг. 102 и 103)

Кроме электрошита и пульта, на левом борту кабины установлены:



Фиг. 103. Размещение оборудования в левой задней части кабины.

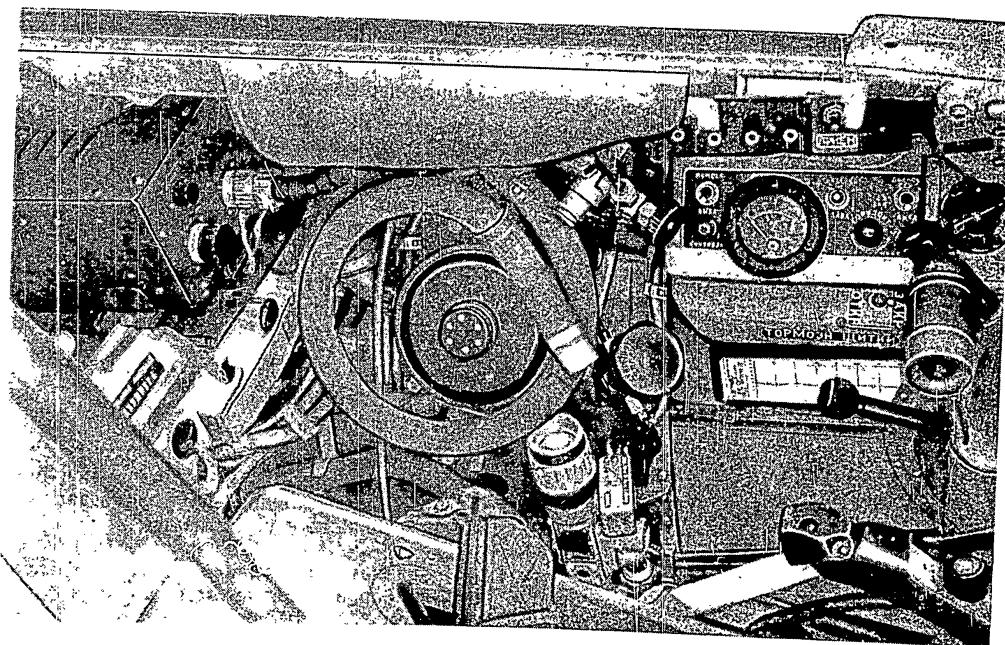
на, с надписью «Пожар»); кнопка с надписью «Проверка пожарной лампы»; рукоятка управления закрылками с надписями «Закрывки», «Подъем», «Нейтрально», «Выпуск 20°» и «Выпуск 60°»; рычаг управления стоп-краном (на вертикальной стенке) с надписями «Стоп-кран», «Открыт», «Закрыт» и «Запуск».

На наклонной части левого пульта установлены: двухстрелочный манометр на 12 кг/см^2 ; выключатель В-45 с надписями «Тормозные шитки», «Открыты—Закрыты»; пульт управления станцией РП-1; трехпозиционный переключатель диапазонов АРК-5.

ОБОРУДОВАНИЕ НА ЛЕВОМ БОРТУ КАБИНЫ (фиг. 102 и 103)

Кроме электрошитка и пульта, на левом борту кабины установлены:

щиток сигнальных ракет (между шпангоутами № 5 и 6 под подфоновой панелью); лампа АРУФОШ (между шпангоутами № 5 и 6 под подфоновой панелью); щиток кнопок перезарядки (между шпангоутами № 5 и 6 на обшивке фюзеляжа, под козырьком; переключатель ПН-45 и сигнальная лампа СЛЦ-51 (белая, с надписями «Триммер руля высоты», «Триммер нейтрально», «Кабрирование» и «Пикирование» (на подфоновой панели между шпангоутами № 5 и 6 слева); автомат защиты сети АЗС-5 с надписями «Выключено», «АНО» и «Включено» (на подфоновой панели впереди переключателя триммера руля высоты); редуктор КР-14А, приборный вентиль, КП-18 кислородной системы, автомат давления АД-5 с трубопроводами.



Фиг. 103. Размещение оборудования в левой задней части кабины.

ГЛАВА XI

ВООРУЖЕНИЕ

Самолет МиГ-17ПФ имеет артиллерийское и бомбардировочное вооружение (фиг. 104). Артиллерийское вооружение состоит из трех пушек НР-23 калибром 23 мм с боекомплектом по 100 патронов на каждую пушку и прицела АСП-ЗНМ, сопряженного с радиолокационной станцией РП-1.

Пушки и все агрегаты пушечной установки, обеспечивающие работу пушек, смонтированы на опускающемся лафете, что обеспечивает удобный подход к установке в процессе эксплуатации.

Бомбардировочное вооружение самолета МиГ-17ПФ не отличается от бомбардировочного вооружения самолета МиГ-17 — предусмотрена подвеска под каждым крылом на замках-бомбодержателях Д4-50 бомб весом до 250 кг.

Управление стрельбой — электрическое, от одной кнопки, расположенной в верхней части ручки управления самолетом.

Пушки перезаряжаются воздухом под давлением 50 кг/см². Управление подачей воздуха производится электропневмоклапанами ЭК-48 МАИ (смонтированными в отсеке вооружения на лафете) с помощью трех кнопок, расположенных слева над приборной доской.

Для контроля наличия боекомплекта на среднем электропитке под приборной доской установлены три счетчика остатка патронов УСБ-1М. Счетчики имеют сигнальные лампы готовности оружия к бою.

1. РАЗМЕЩЕНИЕ ПУШЕК НА САМОЛЕТЕ

Пушки размещены в головной части фюзеляжа в отсеке вооружения, под полом кабины летчика. Одна пушка НР-23 расположена с правой стороны от оси самолета и две пушки НР-23 с левой стороны от оси (фиг. 105 и 106).

Укреплены пушки жестко (без отката) к лафету, каждая в двух точках. Пушки имеют также третьи поддерживающие точки крепления — за ствол на

шпангоутах фюзеляжа с помощью хомутов, что способствует уменьшению рассеивания снарядов при стрельбе. Стволы пушек на выходе закрыты съемными крышками с герметизацией.

Координаты размещения оружия и фотоконтрольных приборов, а также схема наводки оружия приведены на фиг. 107.

2. ЛАФЕТ

Лафет (фиг. 108) выполнен в форме продолговатой коробки, ограниченной по бокам продольными жесткостями, связанными между собой шестью поперечными диафрагмами.

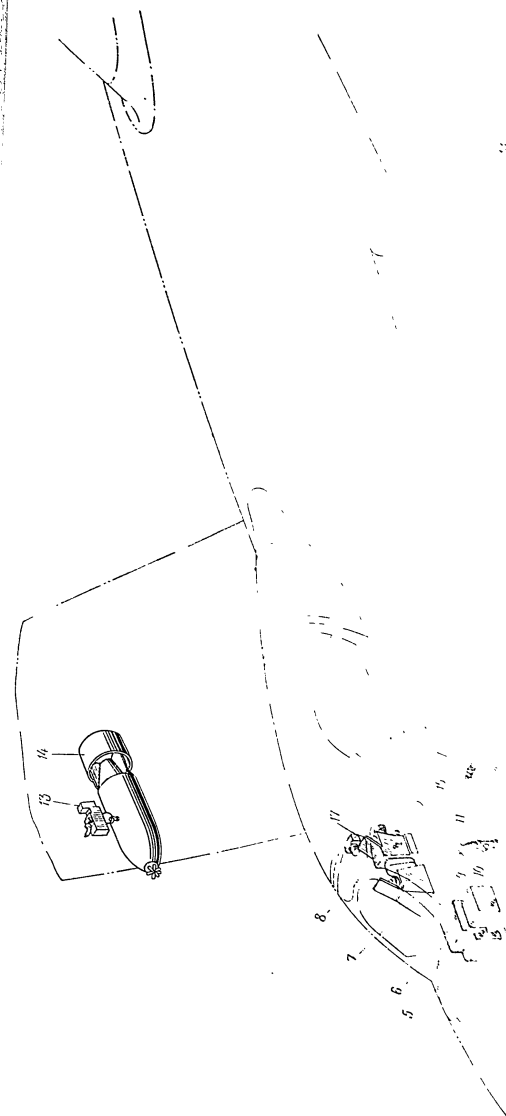
Продольные жесткости изготовлены из листового дюралюмина толщиной 1,5 мм со стальными уголковыми поясами и с четырьмя стальными узлами навески лафета к фюзеляжу.

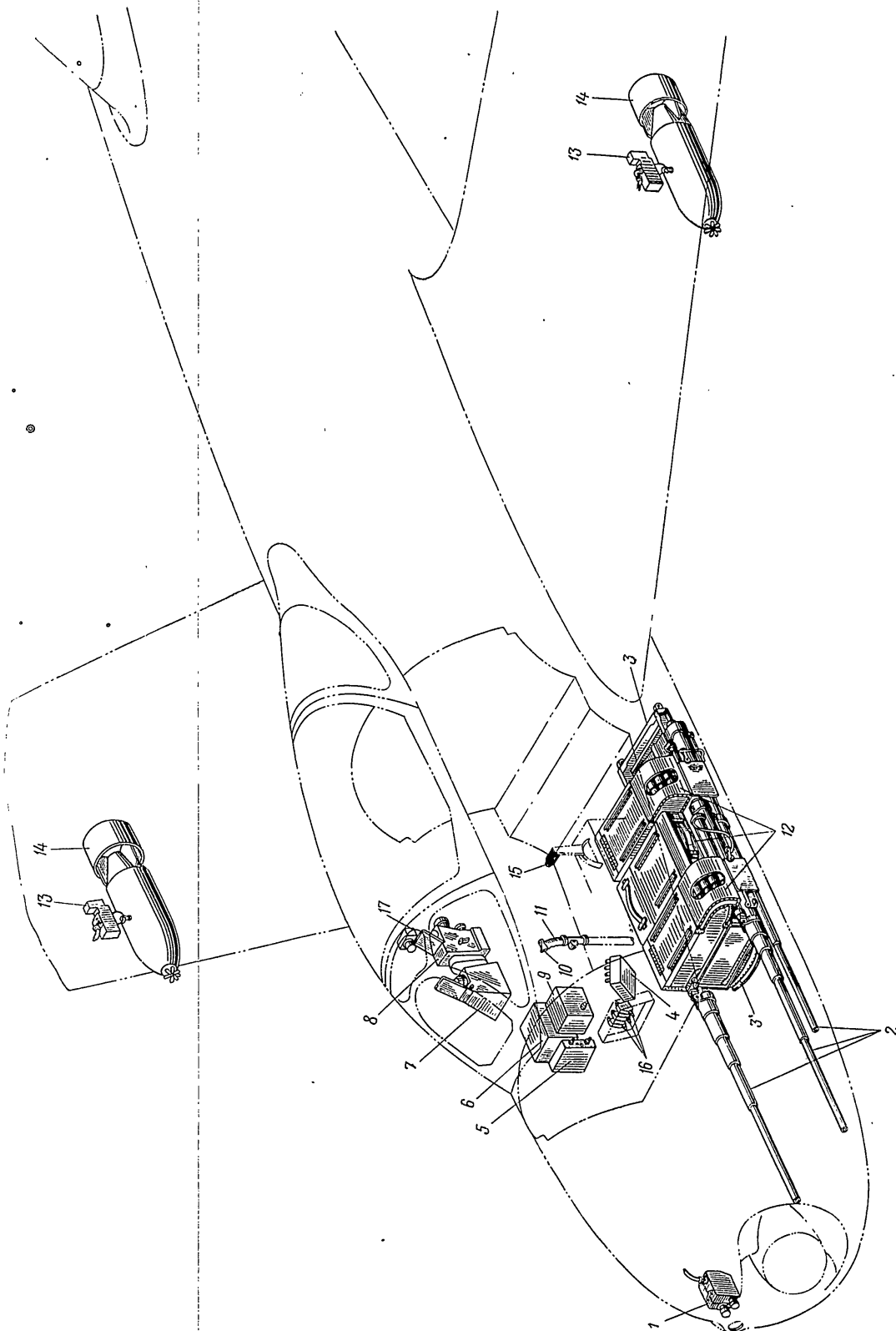
Поперечные диафрагмы выполнены из дюралюминовых листов с жесткостями и профилями.

Снизу к лафету крепится легкая, клепаной конструкции крышка, являясь по конструкции продолжением лафета, образует наружную поверхность низа носовой части фюзеляжа.

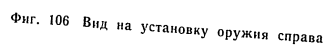
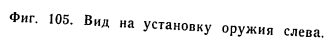
На лафете имеется по пять кронштейнов с каждой стороны для навески люков фюзеляжа, обеспечивающих доступ к установке оружия. Панели лафета несут стальные узлы крепления пушек; на левой стороне четыре узла под две пушки и на правой — два узла под одну пушку.

Конструкция узлов крепления пушек изменена по размерам и очертаниям, но характер крепежной части в узлах сохранен таким же, как на самолетах МиГ-17, т. е. крепление осуществлено с помощью стальных разъемных хомутов и установочных колец. Передние узлы крепления являются основными, упорными, а задние узлы — установочными, служащими для наводки.



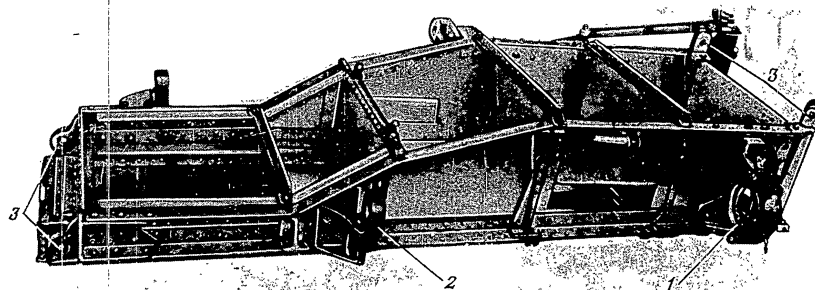


Фиг. 104. Размещение оружия и прицельной станции на самолете МиГ-17ПФ.
 1—фотопулемет С-13; 2—пушки НР-23; 3—лафет; 4—рас-
 пределительная коробка АСП-3НМ; 5—фильтр Ф-14А для
 АСП-3НМ; 6—автомат ввода высоты АСП-3НМ; 7—блок
 № 8 станции РП-1; 8—прицельная головка АСП-3НМ; 9—
 баррелторный стабилизатор АСП-3НМ; 10—кнопка управле-
 ния огнем; 11—ручка управления самолетом; 12—патронные
 ящики; 13—замок Д4-50; 14—бомбы; 15—ручка управления
 ресестом прицельной головки АСП-3НМ; 16—счетчики пат-
 ронов УСБ-1М на среднем щитке доски приборов; 17—фото-
 пулемет ФКП-2.



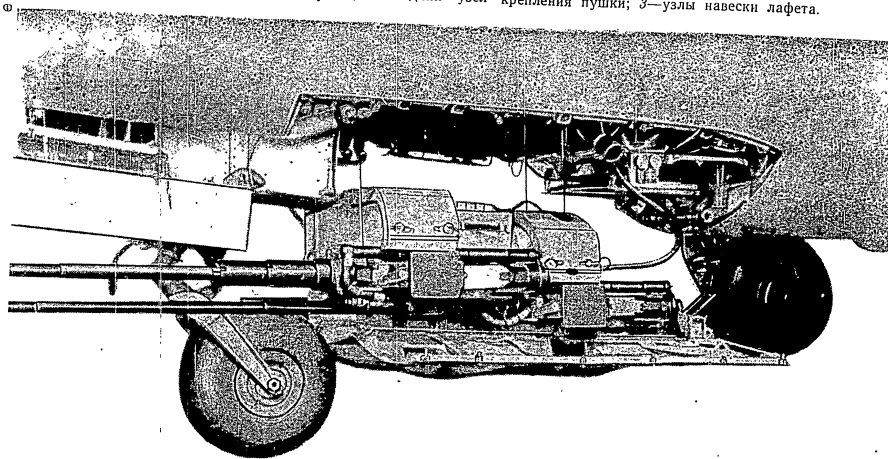


Фиг. 107 Координаты размещения и схема наводки оружия, прицела и фотоконтрольных приборов.



Фиг. 108. Лафет.

1—передний узел крепления пушки; 2—задний узел крепления пушки; 3—узлы навески лафета.



Фиг. 109 Пушечная установка при опущенном лафете.

Лафет укреплен к фюзеляжу в четырех точках на шпангоутах № 5А и 9 с помощью штыревых затворов.

Конструкция затворов лафета такая же, как на самолете МиГ-17, и состоит из двух штырей с конусной заходной частью, соединенных тягами с сектором червячной передачи, управляемой от ручного

ключа. В отличие от установки переднего затвора на МиГ-17 на самолете МиГ-17ПФ вывод под ключ управления передним затвором выполнен на правой стороне, что обеспечивает удобный и безопасный подход. Задний затвор изменений не имеет.

Заряжание и подготовка пушек к стрельбе производятся при опущенном лафете (фиг. 109).

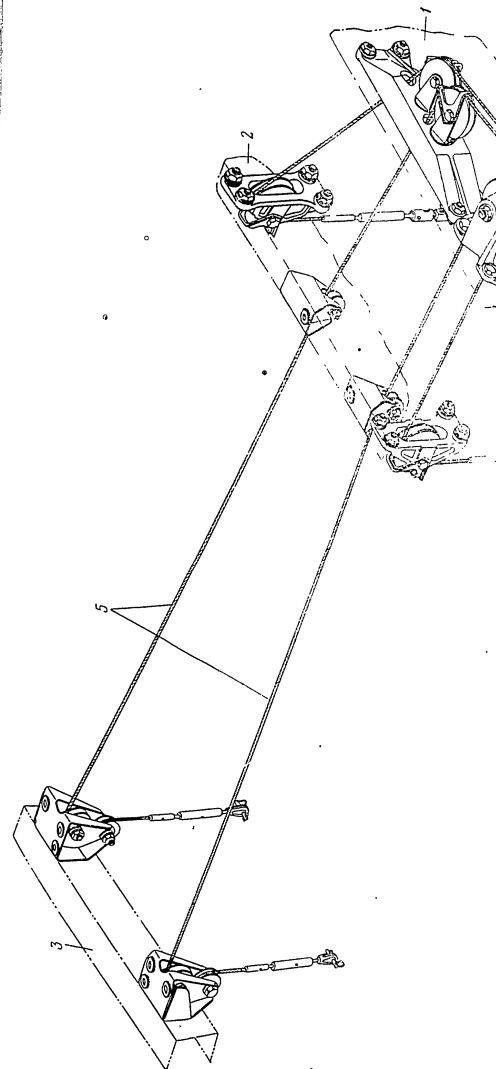
3. ПОДЪЕМНЫЙ МЕХАНИЗМ

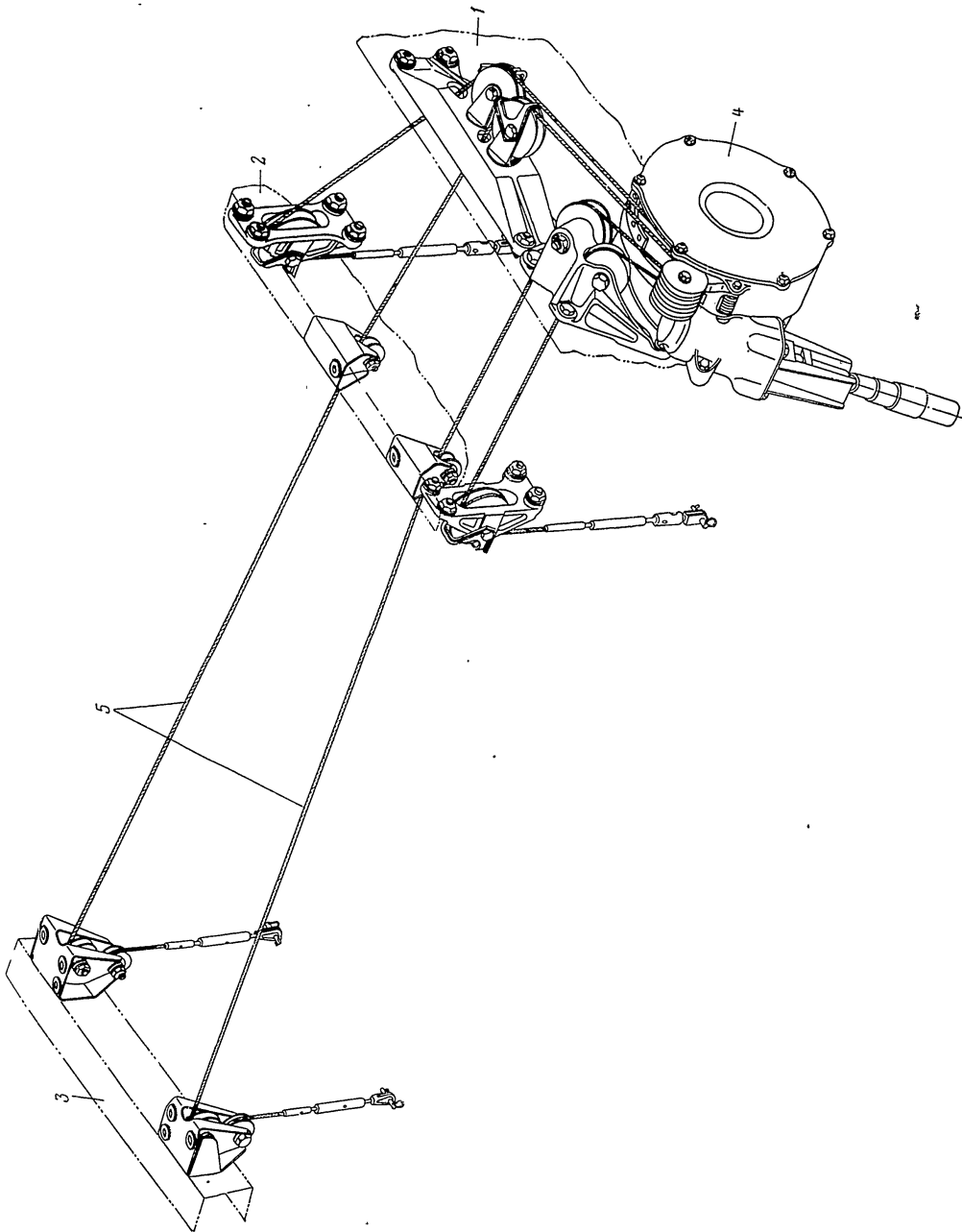
Лафет оборудован подъемным механизмом (фиг. 110), состоящим из лебедки (фиг. 111), четырех тросов и системы роликов. Ролики по своему назначению разделяются на прижимные-направляющие и грузовые.

Лебедка подъемного устройства на самолете МиГ-17ПФ (в отличие от лебедки самолета

МиГ-17) — одноблочная с одним барабаном, имеющим четыре канавки для всех четырех тросов. Тросы прикреплены концами к барабану лебедки, установленной на шпангоуте № 4, и к ферме лафета.

Управление барабаном лебедки осуществлено с помощью червячной передачи, приводимой в движение от валика с карданом. Хвостовик валика выведе-





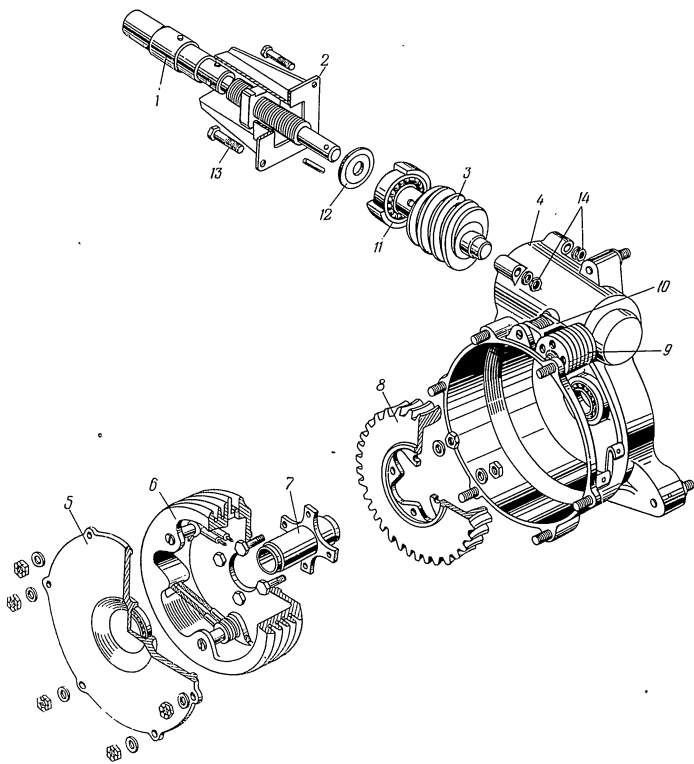
Фиг. 110. Подъемный механизм лафета.
1—шпангоут № 4; 2—шпангоут № 5А; 3—шпангоут № 7; 4—лебедка; 5—гросс.

на наружную поверхность фюзеляжа перед шпангоутом № 4 с правой стороны. Для опускания лафета на торец хвостовика надевается ручной тарированный ключ.

Конструкция валика управления самостормоза червяком лебедки имеет квадратную гайку,

легко перемещающаяся по направляющим кронштейна крепления червяка. Гайка, перемещаясь, ограничивает спуск лафета. Установочное положение гайки — регулируемое.

При подъеме лафета лебедкой необходимо лафет не дотягивать, а окончательную подтяжку лафета на место производить штырями затворов.



Фиг. 111. Лебедка подъемного механизма лафета.

1 — кронштейн; 2 — червяк; 3 — корпус лебедки; 4 — крышка; 5 — барабан; 6 — ось; 7 — червячная шестерня; 8 — направляющие ролики; 9 — рычаг; 10 — обойма с подшипником; 11 — шайба; 12 — винт; 13 — гайка

4. СИСТЕМА ПИТАНИЯ ПУШЕК БОЕКОМПЛЕКТОМ

Система питания пушек состоит из трех патронников, звеньевыводов и гильзоотводов. Патронники крепятся к лафету при помощи легкого шпильки. Ящики предназначены для патронных лент и для подвода их к приемным пушек.

Патронные ящики состоят из коробок с горловиной и крышками. Левые ящики имеют подводящие ролики. Внутри коробки установлены профили для выравнивания ленты. Сред-

ний ящик имеет горловину с направляющей стенкой; для переноски ящики имеют ручки.

Гильзоотводы служат для отвода стреляных гильз за борт и представляют собой сварные стальные рукава.

Звеньевыводы установлены на звеньесъемниках пушек и служат для расцепления звеньев и отвода их за борт самолета. Звеньевыводы представляют собой хромансильевые короткие рукава с направляющими перьями.

5. ФОТОПУЛЕМЕТЫ С-13 И ФКП-2

Фотопулемет С-13 предназначен для контрольного фотографирования прицеливания и результатов стрельбы.

С-13 установлен в переднем обтекателе головной части фюзеляжа на правом борту в специальной нише со съемной крышкой (для доступа к С-13) и застекленным отверстием для объектива. Крепится С-13 на разъемном кронштейне с шаровой опорой в основании. После установки и наводки С-13 по прицельной мишени шаровая опора контрится винтом и пломбируется.

Для снятия С-13 отвертывается болт, соединяющий кронштейн с осью шаровой опоры, и кронштейн С-13 сдвигается вверх. При этом первоначальная регулировка не нарушится.

В отличие от установки зарядка фотопулеметов и установка спускового без снятия фотопулемета.

В электронном устройстве управления механизмом ВМ-2, в момент работы системы огня из оружия выстрелывается на шкале ВМ-2 правая часть перекладки.

Установка ФКП-2 для фотопулеметов стрельбы Укр-1, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85, 86, 87, 88, 89, 90, 91, 92, 93, 94, 95, 96, 97, 98, 99, 100, 101, 102, 103, 104, 105, 106, 107, 108, 109, 110, 111, 112, 113, 114, 115, 116, 117, 118, 119, 120, 121, 122, 123, 124, 125, 126, 127, 128, 129, 130, 131, 132, 133, 134, 135, 136, 137, 138, 139, 140, 141, 142, 143, 144, 145, 146, 147, 148, 149, 150, 151, 152, 153, 154, 155, 156, 157, 158, 159, 160, 161, 162, 163, 164, 165, 166, 167, 168, 169, 170, 171, 172, 173, 174, 175, 176, 177, 178, 179, 180, 181, 182, 183, 184, 185, 186, 187, 188, 189, 190, 191, 192, 193, 194, 195, 196, 197, 198, 199, 200, 201, 202, 203, 204, 205, 206, 207, 208, 209, 210, 211, 212, 213, 214, 215, 216, 217, 218, 219, 220, 221, 222, 223, 224, 225, 226, 227, 228, 229, 230, 231, 232, 233, 234, 235, 236, 237, 238, 239, 240, 241, 242, 243, 244, 245, 246, 247, 248, 249, 250, 251, 252, 253, 254, 255, 256, 257, 258, 259, 260, 261, 262, 263, 264, 265, 266, 267, 268, 269, 270, 271, 272, 273, 274, 275, 276, 277, 278, 279, 280, 281, 282, 283, 284, 285, 286, 287, 288, 289, 290, 291, 292, 293, 294, 295, 296, 297, 298, 299, 300, 301, 302, 303, 304, 305, 306, 307, 308, 309, 310, 311, 312, 313, 314, 315, 316, 317, 318, 319, 320, 321, 322, 323, 324, 325, 326, 327, 328, 329, 330, 331, 332, 333, 334, 335, 336, 337, 338, 339, 340, 341, 342, 343, 344, 345, 346, 347, 348, 349, 350, 351, 352, 353, 354, 355, 356, 357, 358, 359, 360, 361, 362, 363, 364, 365, 366, 367, 368, 369, 370, 371, 372, 373, 374, 375, 376, 377, 378, 379, 380, 381, 382, 383, 384, 385, 386, 387, 388, 389, 390, 391, 392, 393, 394, 395, 396, 397, 398, 399, 400, 401, 402, 403, 404, 405, 406, 407, 408, 409, 410, 411, 412, 413, 414, 415, 416, 417, 418, 419, 420, 421, 422, 423, 424, 425, 426, 427, 428, 429, 430, 431, 432, 433, 434, 435, 436, 437, 438, 439, 440, 441, 442, 443, 444, 445, 446, 447, 448, 449, 450, 451, 452, 453, 454, 455, 456, 457, 458, 459, 460, 461, 462, 463, 464, 465, 466, 467, 468, 469, 470, 471, 472, 473, 474, 475, 476, 477, 478, 479, 480, 481, 482, 483, 484, 485, 486, 487, 488, 489, 490, 491, 492, 493, 494, 495, 496, 497, 498, 499, 500, 501, 502, 503, 504, 505, 506, 507, 508, 509, 510, 511, 512, 513, 514, 515, 516, 517, 518, 519, 520, 521, 522, 523, 524, 525, 526, 527, 528, 529, 530, 531, 532, 533, 534, 535, 536, 537, 538, 539, 540, 541, 542, 543, 544, 545, 546, 547, 548, 549, 550, 551, 552, 553, 554, 555, 556, 557, 558, 559, 560, 561, 562, 563, 564, 565, 566, 567, 568, 569, 570, 571, 572, 573, 574, 575, 576, 577, 578, 579, 580, 581, 582, 583, 584, 585, 586, 587, 588, 589, 590, 591, 592, 593, 594, 595, 596, 597, 598, 599, 600, 601, 602, 603, 604, 605, 606, 607, 608, 609, 610, 611, 612, 613, 614, 615, 616, 617, 618, 619, 620, 621, 622, 623, 624, 625, 626, 627, 628, 629, 630, 631, 632, 633, 634, 635, 636, 637, 638, 639, 640, 641, 642, 643, 644, 645, 646, 647, 648, 649, 650, 651, 652, 653, 654, 655, 656, 657, 658, 659, 660, 661, 662, 663, 664, 665, 666, 667, 668, 669, 670, 671, 672, 673, 674, 675, 676, 677, 678, 679, 680, 681, 682, 683, 684, 685, 686, 687, 688, 689, 690, 691, 692, 693, 694, 695, 696, 697, 698, 699, 700, 701, 702, 703, 704, 705, 706, 707, 708, 709, 710, 711, 712, 713, 714, 715, 716, 717, 718, 719, 720, 721, 722, 723, 724, 725, 726, 727, 728, 729, 730, 731, 732, 733, 734, 735, 736, 737, 738, 739, 740, 741, 742, 743, 744, 745, 746, 747, 748, 749, 750, 751, 752, 753, 754, 755, 756, 757, 758, 759, 760, 761, 762, 763, 764, 765, 766, 767, 768, 769, 770, 771, 772, 773, 774, 775, 776, 777, 778, 779, 780, 781, 782, 783, 784, 785, 786, 787, 788, 789, 790, 791, 792, 793, 794, 795, 796, 797, 798, 799, 800, 801, 802, 803, 804, 805, 806, 807, 808, 809, 810, 811, 812, 813, 814, 815, 816, 817, 818, 819, 820, 821, 822, 823, 824, 825, 826, 827, 828, 829, 830, 831, 832, 833, 834, 835, 836, 837, 838, 839, 840, 841, 842, 843, 844, 845, 846, 847, 848, 849, 850, 851, 852, 853, 854, 855, 856, 857, 858, 859, 860, 861, 862, 863, 864, 865, 866, 867, 868, 869, 870, 871, 872, 873, 874, 875, 876, 877, 878, 879, 880, 881, 882, 883, 884, 885, 886, 887, 888, 889, 890, 891, 892, 893, 894, 895, 896, 897, 898, 899, 900, 901, 902, 903, 904, 905, 906, 907, 908, 909, 910, 911, 912, 913, 914, 915, 916, 917, 918, 919, 920, 921, 922, 923, 924, 925, 926, 927, 928, 929, 930, 931, 932, 933, 934, 935, 936, 937, 938, 939, 940, 941, 942, 943, 944, 945, 946, 947, 948, 949, 950, 951, 952, 953, 954, 955, 956, 957, 958, 959, 960, 961, 962, 963, 964, 965, 966, 967, 968, 969, 970, 971, 972, 973, 974, 975, 976, 977, 978, 979, 980, 981, 982, 983, 984, 985, 986, 987, 988, 989, 990, 991, 992, 993, 994, 995, 996, 997, 998, 999, 1000.

6. ПРИЦЕЛ АСП-ЗНМ

Для ведения прицельной стрельбы из пушек установлен гироскопический автоматический прицел АСП-ЗНМ. Перед прицельной головкой АСП-ЗНМ установлен блок № 8 РП-1, благодаря чему, летчик может вести огонь, не видя непосредственно цель и пользуясь отметкой блока № 8.

Прицел состоит из следующих агрегатов: прицельной головки, коробки ограничителя, стабилизатора напряжения, фильтра Ф-14А, автомата ввода высоты, распределительной коробки и комплекта соединительных жгутов.

Агрегаты прицела расположены в следующих местах: барретоустановочный стабилизатор напряжения, автомат ввода высоты и фильтр Ф-14А между шпангоутами № 4 и 5 по оси самолета, за блоком № 8 радиолокационной станции РП-1; коробка ограничителя — за доской приборов слева, на подфоновой обшивке; распределительная коробка — между шпангоутами № 4 и 5 у левого борта; прицельная головка — над приборной доской на стальной сварной балке, переброшенной с борта на борт кабины.

Жесткость конструкции установки обеспечивается подкрепляющим подкосом, установленным несколько правее оси самолета и связывающим балку прицела с балкой пола у шпангоута № 4 фюзеляжа и с бронеплитой.

Между шпангоутами № 5 и 6 на подфоновой

установке АСП-ЗНМ

УСТАНОВКА ПРИЦЕЛА АСП-ЗНМ

В связи с изменением размеров автомата ввода высоты и стабилизатора напряжения, автомата ввода высоты, распределительной коробки и комплекта соединительных жгутов.

Прицельная головка над приборной доской на стальной сварной балке, переброшенной с борта на борт кабины. Автомат ввода высоты и фильтр Ф-14А между шпангоутами № 4 и 5 по оси самолета, за блоком № 8 радиолокационной станции РП-1; коробка ограничителя — за доской приборов слева, на подфоновой обшивке; распределительная коробка — между шпангоутами № 4 и 5 у левого борта; прицельная головка — над приборной доской на стальной сварной балке, переброшенной с борта на борт кабины.

Жесткость конструкции установки обеспечивается подкрепляющим подкосом, установленным несколько правее оси самолета и связывающим балку прицела с балкой пола у шпангоута № 4 фюзеляжа и с бронеплитой.

7. УПРАВЛЕНИЕ ОГНЕМ ПУШЕК

Управление огнем пушек осуществляется электрической системой от верхней передней кнопки на ручке управления самолетом (см. принципиальную электросхему самолета).

Для стрельбы необходимо включить на правом электропитании автомат защиты сети «ФКП-Оружие», являющийся командным, управляющим всеми агрегатами стрелкового вооружения.

Затем в зависимости от необходимости стрельбы из всех пушек залпом или раздельно включаются автоматы защиты сети «Пушки».

Нажатием на кнопку на штифте с левой стороны производится перемещение пушки после перезарядки на среднюю лампу на приборной доске.

После этого достаточно нажать на кнопку на штифте с правой стороны, чтобы в работу включился автомат стрельбы. После этого достаточно нажать на кнопку на штифте с правой стороны, чтобы в работу включился автомат стрельбы. После этого достаточно нажать на кнопку на штифте с правой стороны, чтобы в работу включился автомат стрельбы.

5. ФОТОПУЛЕМЕТЫ С-13 И ФКП-2

Фотопулемет С-13 предназначен для контрольного фотографирования прицеливания и результатов стрельбы.

С-13 установлен в переднем обтекателе головной части фюзеляжа на правом борту в специальной нише со съемной крышкой (для доступа к С-13) и застекленным отверстием для объектива. Крепится С-13 на разъемном кронштейне с шаровой опорой в основании. После установки и наводки С-13 по прицелочной мишени шаровая опора контрится винтом и пломбируется.

Для снятия С-13 отвертывается болт, соединяющий кронштейн с осью шаровой опоры, и кронштейн С-13 сдвигается вверх. При этом первоначальная регулировка не нарушится.

В отличие от установки С-13 на самолёте МиГ-17 зарядка фотопулемета, смена диафрагм, завод часов и установка светофильтров могут осуществляться без снятия фотопулемета с самолета.

В электроцепь управления С-13 включен временной механизм ВМ-2, предназначенный для продления времени работы фотопулемета после прекращения огня из оружия. Время продления устанавливается на шкале ВМ-2. Установлен ВМ-2 в верхней правой части переднего обтекателя фюзеляжа.

Установка ФКП-2 предназначена для контрольного фотографирования сетки прицела в момент стрельбы. Укреплён ФКП-2 на головке прицела на специальном кронштейне.

6. ПРИЦЕЛ АСП-ЗНМ

Для ведения прицельной стрельбы из пушек установлен гироскопический автоматический прицел АСП-ЗНМ. Перед прицельной головкой АСП-ЗНМ установлен блок № 8 РП-1, благодаря чему летчик может вести огонь, не видя непосредственно цель, а пользуясь отметкой блока № 8.

Прицел состоит из следующих агрегатов: прицельной головки, коробки ограничителя, стабилизатора напряжения, фильтра Ф-14А, автомата ввода высоты, распределительной коробки и комплекта соединительных жгутов.

Агрегаты прицела расположены в следующих местах: барреторный стабилизатор напряжения, автомат ввода высоты и фильтр Ф-14А между шпангоутами № 4 и 5 по оси самолета, за блоком № 8 радиолокационной станции РП-1; коробка ограничителя — за доской приборов слева, на подфоновной обшивке; распределительная коробка — между шпангоутами № 4 и 5 у левого борта; прицельная головка — над приборной доской на стальной сварной балке, переброшенной с борта на борт кабины.

Жесткость конструкции установки обеспечивает подкрепляющим подкосом, установленным несколько правее оси самолета и связывающим балку прицела с балкой пола у шпангоута № 4 фюзеляжа и с бронеплитой.

Между шпангоутами № 5 и 6 на подфоновной

панели установлена коробка запасных ламп прицела АСП-ЗНМ.

УСТАНОВКА ПРИЦЕЛА АСП-ЗНМ ПРИ УЛУЧШЕННОМ РАЗМЕЩЕНИИ СТАНЦИИ РП-1

В связи с улучшенным размещением блоков РП-1 изменено размещение агрегатов, входящих в комплект автоматического прицела АСП-ЗНМ.

Схема размещения агрегатов прицела (при улучшенном размещении блоков РП-1) и управления оружием приведена на фиг. 112.

Прицельная головка помещена на прежнем месте над приборной доской на стальной сварной поперечной балке с подкрепляющим подкосом. Фильтр Ф-14А, коробка ограничителя, барреторный стабилизатор и распределительная коробка размещены в кабине, за приборной доской, слева ниже блоков № 12 и 17-6 станции РП-1.

Они установлены каждый на своей панели и прикреплены болтами через амортизаторы к кронштейну, укрепленному к левому воздухозаборнику у шпангоута № 4 и к подкрепляющему подкосу балки прицела.

Автомат ввода высоты установлен под ними на отдельном кронштейне, опирающемся на стенку шпангоута № 4 и балку на полу кабины.

7. УПРАВЛЕНИЕ ОГНЕМ ПУШЕК

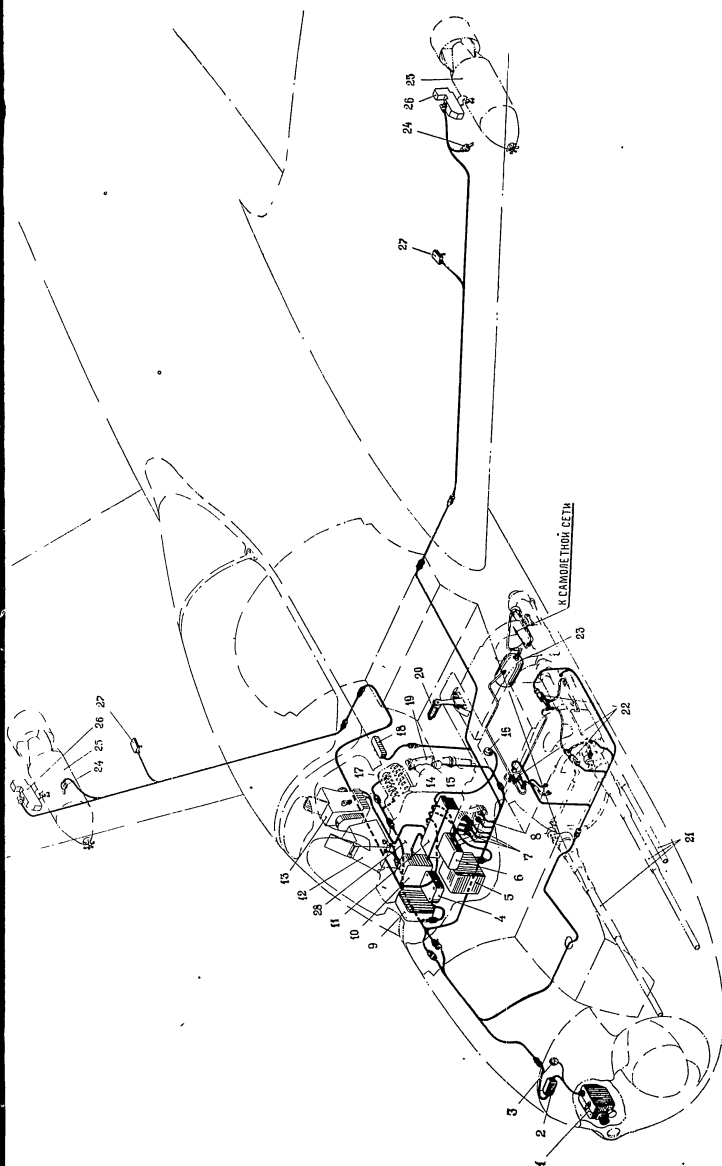
Управление огнем пушек осуществляется электрической системой от верхней передней кнопки на ручке управления самолетом (см. принципиальную электросхему самолета).

Для стрельбы необходимо включить на правом электрощитке автомат защиты сети «ФКП—Оружие», являющийся командным, управляющим всеми агрегатами стрелкового вооружения.

Затем в зависимости от необходимости стрельбы из всех пушек залпом или раздельно включаются автоматы защиты сети «Пушки».

Нажатием на кнопки перезарядки, расположенные на щитке с левой стороны над приборной доской, производится перезарядка пушек. Готовность оружия после перезарядки определяется по сигнальным лампам красного цвета, установленным на среднем электрощитке (лампы должны гореть).

После этого достаточно нажать на переднюю верхнюю кнопку на ручке управления самолетом и в работу включаются электроспуски пушек и производится выстрел. После первого выстрела пушки продолжают стрельбу до тех пор, пока нажата кнопка управления огнем.



Фиг. 112. Схема размещения агрегатов прицела АСП-3НМ и управления оружием.

1—фотоузел С-13; 2—архивный механизм ВМ-2; 3—розетка проверки работы АСП-3НМ; 4—фильтр Ф-14А для очистки воздуха АСП-3НМ; 5—защелка для закрывания АСП-3НМ; 6—ограничительная лампа и вкл. тактического сбрасывания; 7—ручка управления тактического сбрасывания; 8—контактная головка АСП-3НМ; 9—распределительная коробка АСП-3НМ; 10—блок № 8 РП-1; 11—кнопка сбрасывания бомб; 12—кнопка управления огнем; 13—кнопка сбрасывания бомб; 14—кнопка управления огнем; 15—кнопка сбрасывания бомб; 16—розетка проверки работы АСП-3НМ; 17—правый электродвигатель; 18—щиток переключения и кнопки аварийного сбрасывания бомб; 19—ручка управления АСП-3НМ; 20—ручка управления реостатом прицела АСП-3НМ; 21—пушка НР-23; 22—клапан электропривода; 23—воздушный баллон перекачки; 24—замок Д4-50; 25—выключатель блокированного сбрасывания бомб; 26—замок Д4-50; 27—выключатель блокированного сбрасывания бомб; 28—приборная доска.

ГЛАВА XII

КАТАПУЛЬТИРУЕМОЕ ШТОРОЧНОЕ С

На самолетах МиГ-17ПФ, начиная с последних серий выпуска 1954 г., введено модифицированное катапультируемое шторочное сиденье летчика (фиг. 113), обеспечивающее покидание самолета на больших скоростях полета по сравнению с сиденьями, которые были ранее установлены на самолетах МиГ-15, МиГ-17 и МиГ-17ПФ более раннего выпуска.

Для защиты лица летчика от воздушного потока при катапультировании на больших скоростях в конструкцию сиденья введена мягкая шторка. Осуществлено предохранение ног от разброса благодаря опускающейся подножке. Кроме того, сверху ступни ног закрываются на подножках захватами.

Для придания сиденью устойчивого положения в воздухе после вылета из кабины на заголовнике установлены стабилизирующие щитки, открывающиеся под действием встречного потока воздуха.

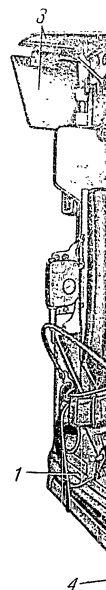
Кроме средств, обеспечивающих покидание летчиком самолета на больших скоростях полета, на модифицированном сиденье введены следующие конструктивные улучшения:

- 1) изменена головка стреляющего механизма, что повысило безопасность при эксплуатации, увеличило надежность накола капсулы и облегчило спуск. Из стреляющего механизма удалена постоянно полостью взведенная пружина, применен двухкапсюльный пиропатрон (типа ПК-5-2) и изменена контровка головки, которая теперь осуществляется контргайкой взамен стопорящих пружинных колец (этим достигается плотный доворот головки к шляпке патрона);
- 2) введено дублированное управление стреляющим механизмом;
- 3) в целях уменьшения усилий, потребных для вытягивания плечевых ремней, улучшена конструкция подвески валликов, пропускающих ремни к плечам;

Катапультируемое сиденье состоит из следующих основных частей:

- 1) каркаса сиденья;
- 2) заголовника;
- 3) системы управления сбрасыванием фонаря и стреляющим механизмом;
- 4) дублирующего управления стреляющим механизмом;
- 5) подножки;

- 6) приваива;
- 7) система;
- 8) стреляющ;
- 9) система;
- 10) система;



Фиг. 113

1—каркас сиденья с
рующими щитки; 4—п
ни; 6—захваты; 7—
ного управ

ГЛАВА XII

КАТАПУЛЬТИРУЕМОЕ ШТОРОЧНОЕ СИДЕНЬЕ ЛЕТЧИКА

На самолетах МиГ-17ПФ, начиная с последних серий выпуска 1954 г., введено модифицированное катапультируемое шторочное сиденье летчика (фиг. 113), обеспечивающее покидание летчиком самолета на больших скоростях полета по сравнению с сиденьями, которые были ранее установлены на самолетах МиГ-15, МиГ-17 и МиГ-17ПФ более раннего выпуска.

Для защиты лица летчика от воздушного потока при катапультировании на больших скоростях в конструкцию сиденья введена мягкая шторка. Осуществлено предохранение ног от разброса благодаря опускающейся подножке. Кроме того, сверху ступни ног закрываются на подножках захватами.

Для придания сиденью устойчивого положения в воздухе после вылета из кабины на заголовнике установлены стабилизирующие щитки, открывающиеся под действием встречного потока воздуха.

Кроме средств, обеспечивающих покидание летчиком самолета на больших скоростях полета, на модифицированном сиденье введены следующие конструктивные улучшения:

1) изменена головка стреляющего механизма, что повысило безопасность при эксплуатации, увеличило надежность накола капсуля и облегчило спуск. Из стреляющего механизма удалена постоянно полностью взведенная пружина, применен двухкапсюльный пиропатрон (типа ПК-5-2) и изменена контровка головки, которая теперь осуществляется контройкой взамен стопорящих пружинных колец (этим достигается плотный доворот головки к шляпке патрона);

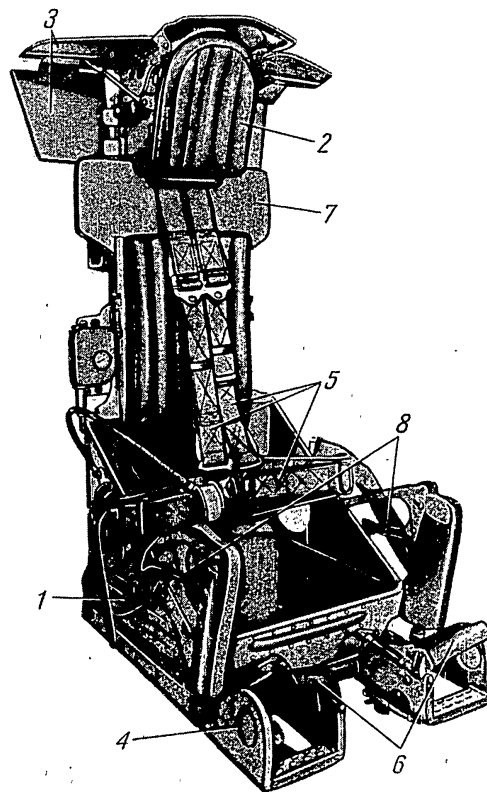
2) введено дублированное управление стреляющим механизмом;

3) в целях уменьшения усилий, потребных для вытягивания плечевых ремней, улучшена конструкция подвески валиков, пропускающих ремни к плечам.

Катапультируемое сиденье состоит из следующих основных частей:

- 1) каркаса сиденья;
- 2) заголовника;
- 3) системы управления сбрасыванием фонаря и стреляющим механизмом;
- 4) дублирующего управления стреляющим механизмом;
- 5) подножки;

- 6) привязных ремней;
- 7) системы для открывания захватов и замка привязных ремней;
- 8) стреляющего механизма;
- 9) системы блокировки с фонарем;
- 10) системы автономного сбрасывания фонаря.



Фиг. 113. Катапультируемое сиденье.

1—каркас сиденья с чашкой; 2—заголовник; 3—стабилизирующие щитки; 4—подвесная подножка; 5—привязные ремни; 6—захваты; 7—бронеспинка; 8—рукоятки дублированного управления стреляющим механизмом.

1. КАРКАС СИДЕНЬЯ

Основу сиденья составляет стальной сварной каркас. К каркасу прикреплены чашка парашюта и боковые листы, закрывающие подкосы и упоры.

К вертикальным профилям каркаса в местах присоединения поперечных балок прикреплены 2 направляющие бобышки и 4 ролика, которыми сиденье вставляется в направляющие рельсы в кабине. К каркасу при помощи стопорных шпилек присоединяется верхняя скоба, несущая на себе заголовник.

Перестановкой скобы на каркасе достигается регулировка сиденья под рост летчика. К сиденью крепится качающаяся подножка, имеющая своей осью вращения два ушковых болта, прикрепленных к поперечной балке каркаса сиденья. Двумя другими точками крепления подножки являются гасители колебаний, которые подвешены к боковым упорам сиденья.

Мягкая спинка на дуралюминиевом основании крепится к каркасу: внизу четырьмя винтами в анкерные гайки, сбоку к кронштейнам, служащим направляющими бронеспинки.

2. ЗАГОЛОВНИК

Основу заголовника (фиг. 114) составляет хромансильевый сварной каркас, который крепится к верхней скобе в четырех точках крючками и штырями.

В заголовнике размещены: шторка и барабан с пружиной; передача на механизм сбрасывания фонаря; передача на выдергивание чеки из-под бойка стреляющего механизма (производство выстрела).

На заголовнике установлены стабилизирующие щитки: горизонтальные и вертикальные. К заголовнику крепится бронезащита — бронезаголовник с мягкой подушкой и бронеспинка.

Заголовник представляет собой сваренную из листового материала С30ХГСА жесткую коробку с кронштейнами под навеску бронезаголовника и бронеспинку. Сверху коробка закрывается штампованной из дуралюмина крышкой, которая крепится к каркасу на трех легкоъемных штифтах и двух винтах. Крышка служит для закрывания шторки и барабана.

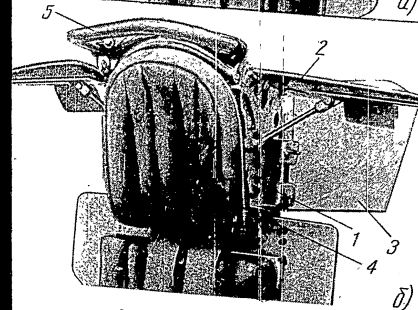
С обоих боков заголовника навешены на шарнирах стабилизирующие щитки. Горизонтальные щитки изготовлены из дуралюминиевого листа толщиной 6 мм. При катапультировании щитки открываются под действием встречного потока воздуха и создают дополнительную подъемную силу. В горизонтальном положении щитки удерживаются тягами, прикрепленными одним концом к каркасу заголовника, а другим — к ползунку в пазе на щитках. При открывании щитков ползунки скользят по пазам, давая возможность щиткам вращаться вокруг своих осей.

Вертикальные щитки — клепаной конструкции, изготовлены из материала Д16АГ1. При катапультировании щитки не дают сиденью вращаться вокруг вертикальной оси и предотвращают его чашкой вперед. Когда сиденье находится в кабине, вертикальные щитки в закрытом положении удерживаются ребрами рельсов.

При выходе сиденья из кабины щитки открываются под действием пружин, закрепленных на осях щитков, и пальцами открывают горизонтальные щитки.

К каркасу заголовника крепится бронезащита, соответствующая усиленному варианту поручевого сиденья, — бронезаголовник толщиной 25 мм и бронеспинка толщиной 16 мм.

Фиг. 114. Заголовник.



Щитки закрыты (исходное положение); б — щитки открыты. 1 — горизонтальный стабилизирующий щиток; 2 — горизонтальный стабилизирующий щиток; 3 — вертикальный стабилизирующий щиток; 4 — бронезаголовник с мягкой подушкой; 5 — рукоятка шторки.

3. СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ СБРАСЫВАНИЕМ ФОНАРЯ И СТРЕЛЯЮЩИМ МЕХАНИЗМОМ

Внутри заголовника, в верхней части его, смонтирован барабан, на который наматывается шторка, несущая с ним тремя лентами из капроновой нити.

Назначением шторки является защита лица летчика от действия воздушного потока при катапультировании. Зазоры между лентами позволяют протекать воздуху при катапультировании и этим ис-

а на дуралюминовом основании крепятся снизу четыре винта в анкер-бухты к кронштейнам, служащим на-весом спинки.

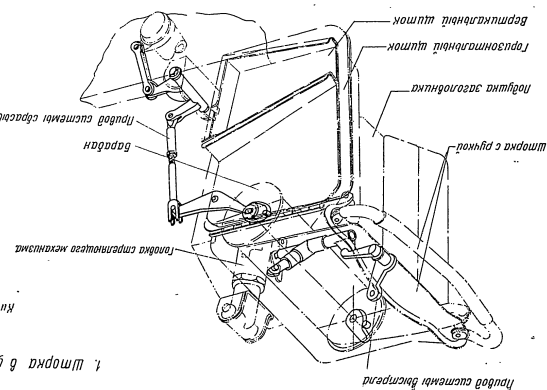
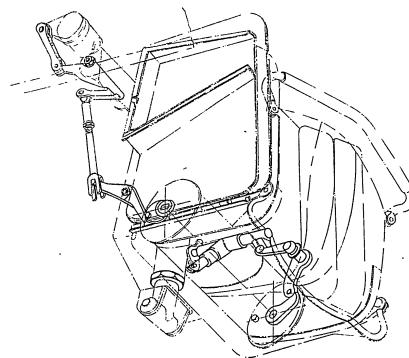
представляет собой сваренную из листа С30ХГСА жесткую коробку с надвешенной бронезаголовника и боковой коробкой, которая закрывается штампованной крышкой, которая крепится к легкоъемным штифтам и двух болтах. Предназначен для закрывания шторки и

ния из кабины щитки открываются пружиной, закрепленной на осях и открывают горизонтальные

овника крепится бронезащита, пленному варианту поручневого оловник толщиной 25 мм и бро-
16 мм.

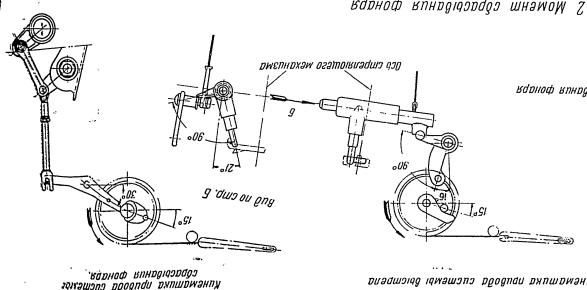
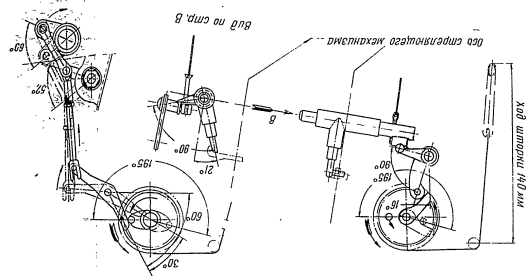
ФОНАРЯ И

роки является защита лица лет-
душного потока при катапуль-
ежду лентами позволяют про-
катапультировании и этим ис-



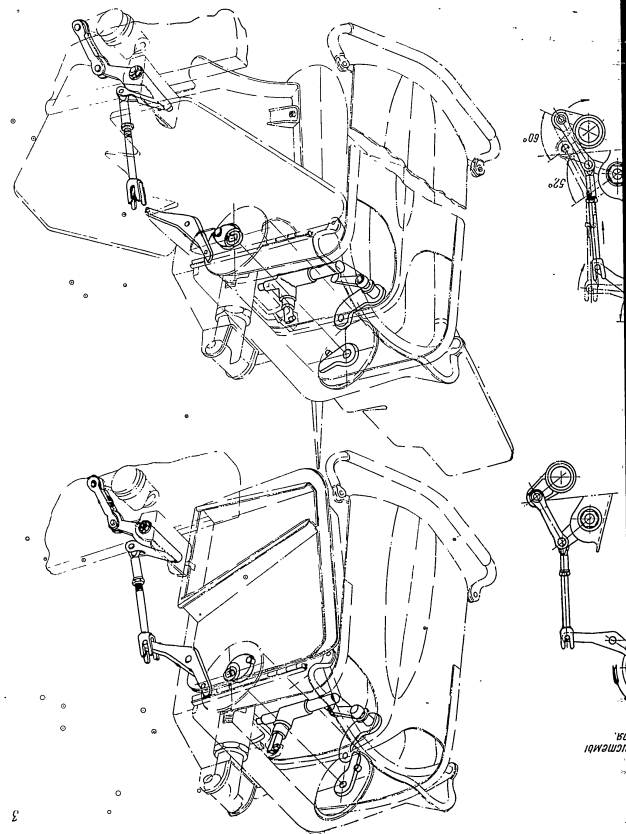
(გონივრული) პოლიტიკური პოლიტიკის გაცემა

2 Момент сбалансированности

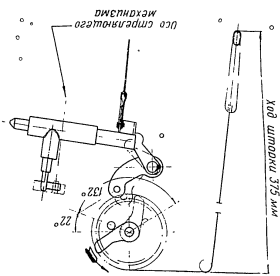


Фиг. 115. Кинематическая схема управления сбрасыванием фонаря и выстрелом.

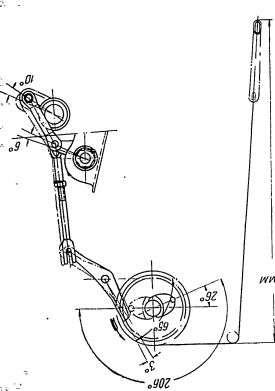
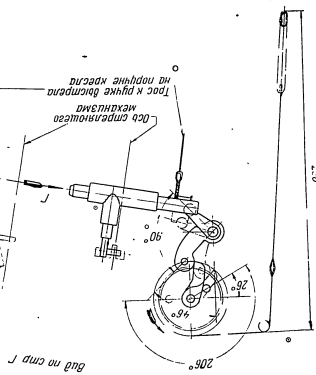
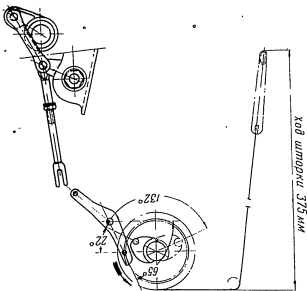
механизм фонаря и выстрел



3 Механизм выстрела



4 Шпирка вышнута до отказа (нельзя вращать кресло)



Вращающаяся

ключают возможность парусирования шторки. Шторка заканчивается рукояткой из магниевого сплава, обмотанной красной фланелью.

Перед катапультированием летчик беретса руками за рукоятку шторки и натягивает шторку на лицо. Шторка, сматываясь с барабана, приводят его во вращение. От вращения барабана, приводит его в действие механизмы сбрасывания фонаря и спуска бойка стреляющего механизма. При этом за первую половину хода рукоятки (~140 мм) срабатывает механизм аварийного сбрасывания фонаря, за вторую половину хода (~150 мм) срабатывает механизм выстрела.

Система сбрасывания фонаря (фиг. 115) состоит из двух тяг, соединенных качалкой, установленной с левой стороны подфонарной панели. Нижняя тяга соединена с колонкой сбрасывания фонаря, установленной за сиденьем, верхняя при помощи коромысла соединяется с эксцентриком, укрепленным на барабане шторки. При выдергивании шторки на ~140 мм эксцентрик, вращаясь вместе с барабаном, толкает коромысло, которое другим своим

концом давит на вилку верхней тяги, приводя тем самым в движение колонку сбрасывания фонаря.

Система управления стреляющим механизмом состоит из двух качалок, закрепленных на каркасе заголовника. Верхняя качалка приводится в движение упором, свободно вращающимся на оси барабана с правой его стороны. Упор же подталкивается штифтом, вставленным в доньшко барабана. Верхняя качалка вращает нижнюю качалку, нижняя, поворачиваясь, выдергивает чеку выстрела из головки стреляющего механизма.

Барабан удерживается в исходном положении спиральной пружиной, размещенной внутри. При движении шторки барабан, вращаясь, закручивает пружину, при отпускании шторки пружина возвращает барабан в исходное положение — шторка наворачивается на барабан и занимает первоначальное положение, не мешая летчику отделиться от сиденья.

Общий ход шторки составляет ~375 мм. После выстрела шторка имеет еще свободный ход в 80 мм. Усилие на вытягивание шторки не превышает 22⁺³ кг при сбрасывании фонаря и выстреле.

4. ДУБЛИРУЮЩЕЕ УПРАВЛЕНИЕ СТРЕЛЯЮЩИМ МЕХАНИЗМОМ

Для большей надежности на сиденье введено дублирующее управление стреляющим механизмом.

На боковых упорах сиденья установлены рукоятки, которые соединены тросом, проходящим в боу-

деновской оболочке и трубках по бокам сиденья и задней стенке, с рычагом стреляющего механизма, находящимся в заголовнике.

5. ПОДНОЖКА

Рама подножки (фиг. 116) представляет собой сваренный из хромансильевых труб каркас. В передней части его приварены профили — подножки для установки ног (с односторонней просечкой, чтобы нога не соскальзывала вперед. Сверху ступни ног на профилях-подножках закрываются захватами, чтобы ноги не подбрасывались вверх при катапультировании).

Захваты (фиг. 117) изготовлены из сплюсненной хромансильевой трубы и оклеены губчатой резиной. Закрываются захваты при помощи педалей, которые представляют собой штампованные профили с приваренными к ним коробочками под каблучки. Передний конец педали закреплен на подножке валником и имеет возможность на нем вращаться, задний — соединен с осью захвата при помощи тяги и качалки. При отклонении педали вниз захваты закрываются. При установленном сиденье в кабине отклоняться педалям мешает специальный упор, смонтированный на подножке. Упор в свою очередь опирается на подставку, установленную на полу кабины.

При катапультировании сиденья ноги летчика под действием сил инерции давят на подножку; не удерживаемые полом кабины они опускаются и оказываются ограниченными боковыми упорами сиденья.

Одновременно ноги давят на педали закрывания захватов. Закрытое положение захватов фиксируется качалками. Рама подножки подвешена на ушко-вых болтах к поперечной балке каркаса сиденья и имеет возможность на них качаться.

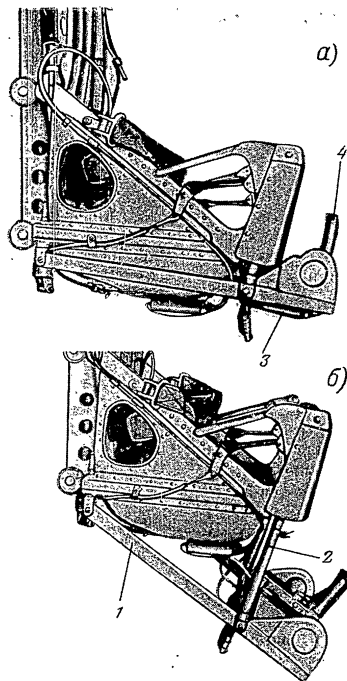
Для опускания ног летчика подножка подвешена на двух гасителях колебаний, верхний конец которых крепится к боковым упорам, а нижний к подножке (фиг. 118).

Плавность опускания подножки обеспечивается гидравлическими гасителями колебаний, которые также удерживают подножку от быстрого складывания при воздействии воздушного потока на подошвы ног после катапультирования.

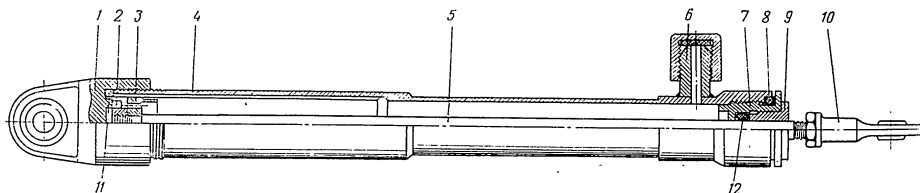
Принцип работы гасителей колебаний заключается в замедленном движении подножки вследствие перетекания жидкости через калиброванные отверстия в поршнях. Наибольшая скорость движения поршня имеет место на первой половине хода, а на второй половине хода движение замедляется.

Когда сиденье находится в кабине, подножка всегда сложена, а захваты ног оторыты благодаря расположенным на подножке упорам, которые упираются в пол кабины.

Для облегчения установки ног на подножки на полу кабины имеются наклонные направляющие площадки.



Фиг. 116. Вид на подножку сбоку.
а—подножка поднята; б—подножка опущена.
1—подножка; 2—гаситель колебаний; 3—педаль; 4—захваты



Фиг. 118. Конструкция гасителя колебаний подножки.
1—крышка; 2—гайка; 3—поршень; 4—корпус; 5—шток; 6—штуцер; 7—пробка; 8—уплотнительное кольцо; 9—гайка.
10—ухо; 11—уплотнительное кольцо; 12—уплотнительное кольцо.

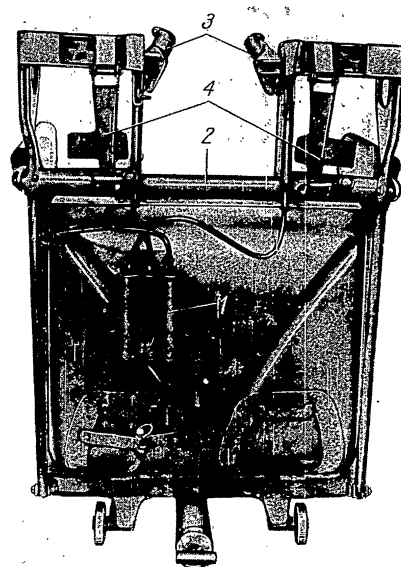
6. ПРИВЯЗНЫЕ РЕМНИ

Кресло снабжено плечевыми и поясными привязными ремнями. Слабина плечевых ремней регулируется механизмом подтяга. Механизм в основном такой же, как на самолете МиГ-17.

Пружинный стопор механизма управляется рукояткой, расположенной на левом боковом упоре. В переднем положении рукоятка застопоривает

ремни, в заднем положении застопоривает их. Поясные ремни регулируются на земле.

Замок ремней при нормальных условиях работы управляется тросом от кольца, изготовленного из проволоки толщиной 6 мм; при катапультировании замок открывается автоматически от автомата АД-3.



Фиг. 117. Вид на сиденье снизу.
1—пружинный механизм; 2—подножка; 3—захваты; 4—педаль.

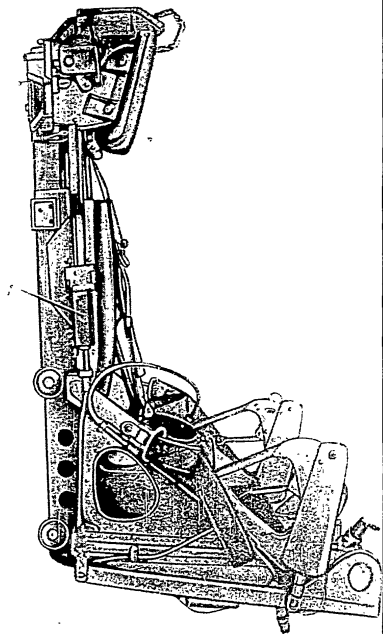
7. СИСТЕМА ОТКРЫВАНИЯ ЗАХВАТОВ

Открытие захватов ног и замка привязных ремней осуществляется механизмом, управляемым автоматом АД-3, который приводится в действие моментом катапультирования благодаря вытягивающему моменту контрольной шпильки фалом, присоединенным к педальке, идущей от шпангоута № 8 к рельсу.

Автомат АД-3 установлен с правой стороны каркаса сиденья за мягкой спинкой. Автомат сбрасывает через установленное время и воздействие при помощи троса на пружинный механизм (фиг. 119).

Пружинный механизм установлен под нашкой сиденья (см. фиг. 117), он предназначен для отпирания захватов и замка ремней. Пружинный механизм состоит из корпуса, трех плунжеров, трех пружин и трех шариковых замков, фиксирующих плунжеры в исходном положении (фиг. 120).

При выдергивании стакана из кресла плунжеры



Фиг. 119. Вид на сиденье справа
1—автомат АД-3.

8. СТРЕЛЯ

Стреляющий механизм (фиг. 122) предназначен для выбрасывания из кабины сиденья вместе с летчиком на нем летчиком.

15—31763

7. СИСТЕМА ОТКРЫВАНИЯ ЗАХВАТОВ И ЗАМКА ПРИВЯЗНЫХ РЕМНЕЙ

Открытие захватов ног и замка привязных ремней осуществляется механизмом, управляемым автоматом АД-3, который приводится в действие в момент катапультирования благодаря вытягиванию контрольной шпильки фалом, присоединенным к перемычке, идущей от шпангоута № 8 к рельсу.

Автомат АД-3 установлен с правой стороны на каркасе сиденья за мягкой спинкой. Автомат срабатывает через установленное время и воздействует при помощи троса на пружинный механизм (фиг. 119).

Пружинный механизм установлен под чашкой сиденья (см. фиг. 117), он предназначен для открывания захватов и замка ремней. Пружинный механизм состоит из корпуса, трех плунжеров, стакана, трех пружин и трех шариковых замков, запирающих плунжеры в исходном положении (фиг. 120).

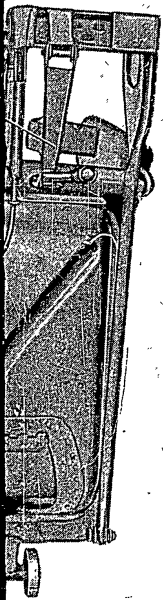
При выдергивании стакана из корпуса механизма

тросом от автомата АД-3 освобождаются шарики замков двух крайних плунжеров, при этом пружины выталкивают плунжеры из корпуса. Плунжеры тянут тросы, соединенные с качалкой стопорения захватов ног, качалка, отклоняясь, выходит из канавки оси захватов и захваты открываются.

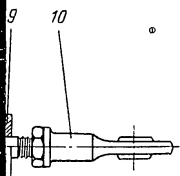
При выходе из корпуса крайних плунжеров освобождается от замка средний плунжер, который при помощи троса открывает замок привязных ремней.

Трос, идущий от плунжера, заключен в оболочку и подсоединен к петле ручного открывания замка ремней.

В случае отказа автомата АД-3 замок ремней открывается летчиком вручную. Захваты ног в этом случае открываются ногами летчика, при этом срезаются три алюминиевые заклепки, крепящие захваты к подножке (фиг. 121).

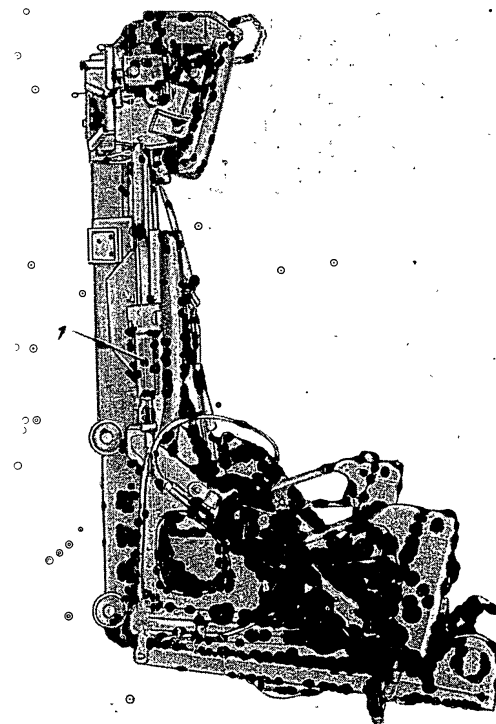


снизу.
кка; 3—захваты,

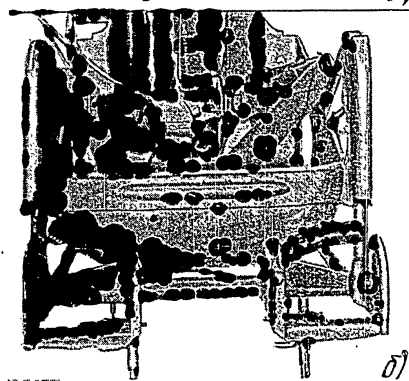
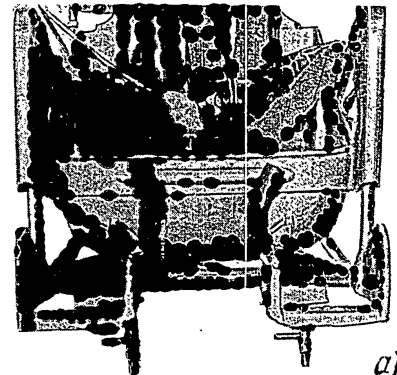


кольцо, 9—гайка;

поривает их. По-
мле.
условиях работы
зготовленного из
атапультировании
ки от автомата



фиг. 119. Вид на сиденье справа.
1—автомат АД-3.



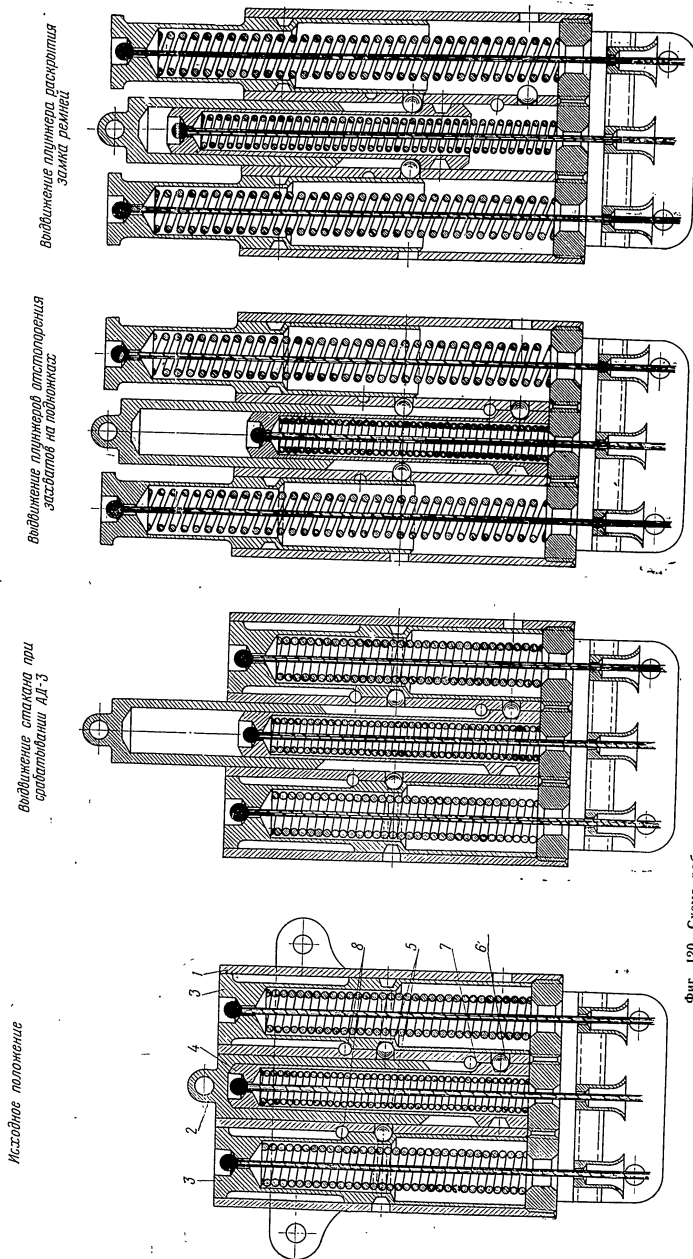
фиг. 121. Захваты ног.
а—захваты открыты, б—захваты закрыты.

8. СТРЕЛЯЮЩИЙ МЕХАНИЗМ

Стреляющий механизм (фиг. 122) предназначен для выбрасывания из кабины сиденья вместе с сидящим на нем летчиком.

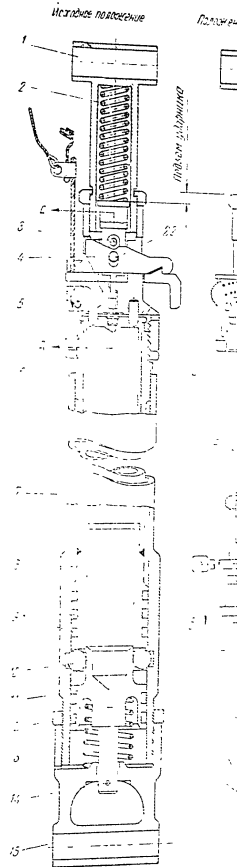
В основном конструкция стреляющего механизма такая же, как на самолете МиГ-17 (за исключением головки стреляющего механизма). Механизм





Фиг. 120. Схема работы пружинного механизма открывания замков ремней и стопоров захватов.
1—корпус; 2—пистон; 3—пистончик; 4—шарик стопорения пистончика; 5—шарик стопорения пистончика; 6—шарик стопорения пистончика; 7—шарик стопорения пистончика; 8—отверстие для шомпола стопорения пистончика; 9—отверстие для шомпола стопорения пистончика; 10—отверстие для шомпола стопорения пистончика; 11—отверстие для шомпола стопорения пистончика; 12—отверстие для шомпола стопорения пистончика; 13—отверстие для шомпола стопорения пистончика; 14—отверстие для шомпола стопорения пистончика; 15—отверстие для шомпола стопорения пистончика; 16—отверстие для шомпола стопорения пистончика; 17—отверстие для шомпола стопорения пистончика; 18—отверстие для шомпола стопорения пистончика; 19—отверстие для шомпола стопорения пистончика; 20—отверстие для шомпола стопорения пистончика; 21—отверстие для шомпола стопорения пистончика; 22—отверстие для шомпола стопорения пистончика.

1—верхняя опора; 2—пружина ударника; 3—ролик ударника; 4—чека; 5—мягкая шпилька; 6—пиропатрон; 7—внешняя труба; 8—внутренняя труба; 9—уплотнительные кольца; 10—шарик замка; 11—поршень замка; 12—контргайка; 13—пружина замка; 14—штифт; 15—отверстие для проверки зазора между пиропатроном и головкой стреляющего механизма; 16—отверстие для проверки наличия пиропатрона; 17—вилка для выдергивания чеки; 18—ударник с двумя бойками; 19—собачка; 20—фиксаторы пиропатрона; 21—наземный стопор.



Фиг. 121

стоит из четырех узлов: наружного цилиндра, штока, нижнего опорного узла с поршнем шарикового замка, головки стреляющего механизма.

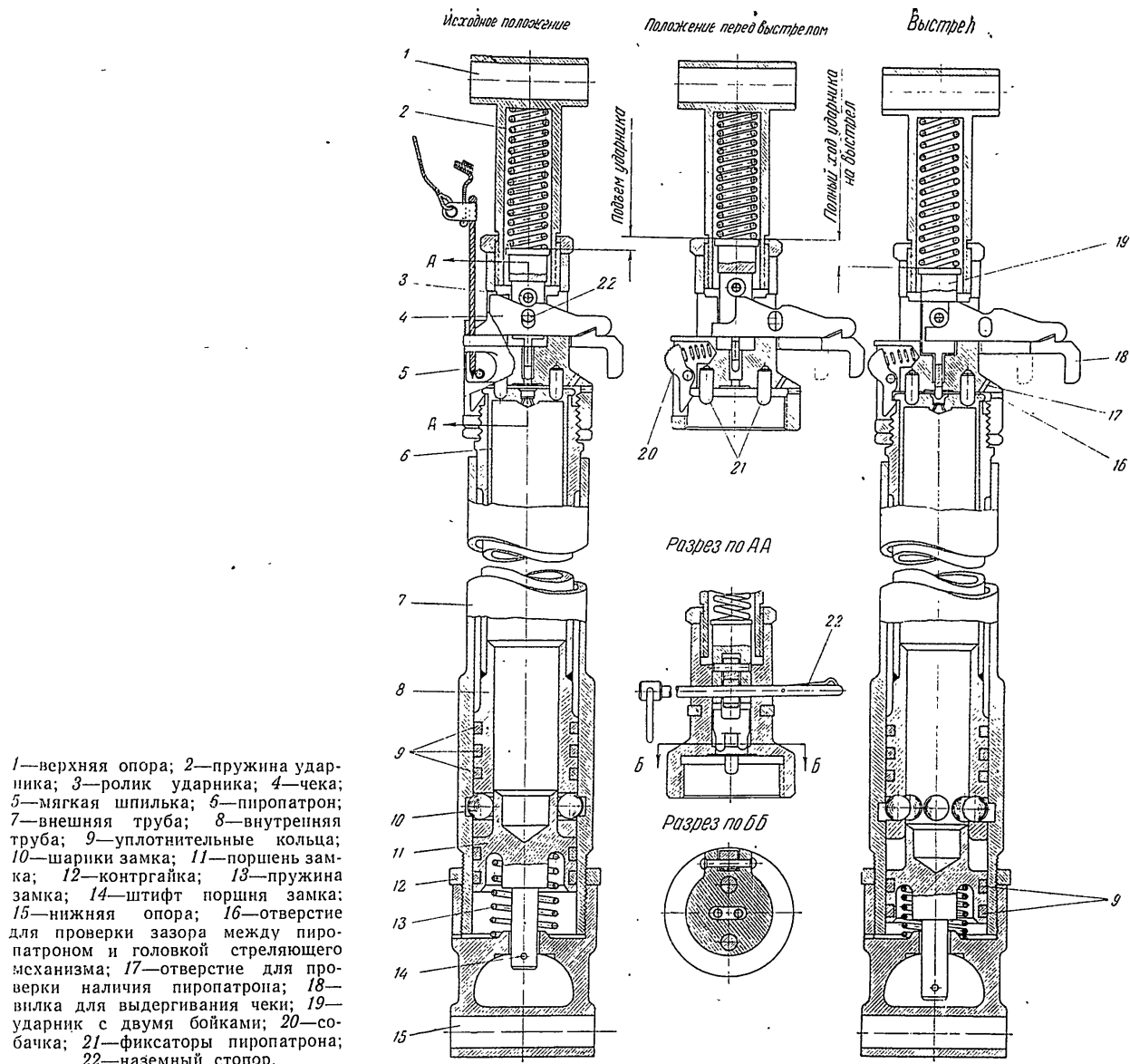
Стреляющий механизм срабатывает при выдергивании чеки из-под ударника. Выдергивание чеки осуществляется от движения штифта системы качалок или от дублирующих ручек на поручнях.

Головка стреляющего механизма состоит из следующих частей:

корпуса головки, опорного кронштейна, контргайки, бойка, пружины, собачки зажима пиропатрона, фиксаторов, вилки выдергивания чеки, чеки завода.

При исходном положении чеки ролик ударника лежит в канавке чеки, при этом пружина ударника частично сжата. При движении чеки на взвод за

Фиг. 123



Фиг. 122 Стреляющий механизм.

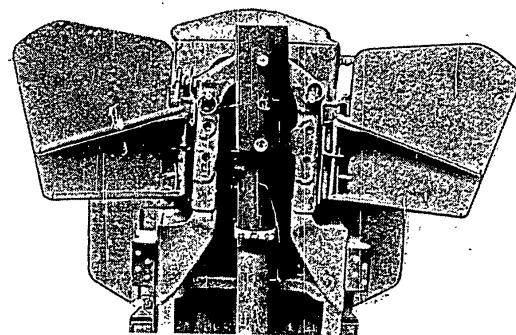
стоит из четырех узлов: наружного цилиндра, штока, нижнего опорного узла с поршнем шарикового замка, головки стреляющего механизма.

Стреляющий механизм срабатывает при выдергивании чеки из-под ударника. Выдергивание чеки осуществляется от движения шторки системой качалок или от дублирующих ручек на поручнях.

Головка стреляющего механизма состоит из следующих частей:

корпуса головки, опорного кронштейна, контргайки, бойка, пружины, собачки зажима пиропатрона, фиксаторов, вилки выдергивания чеки, чеки завода.

При исходном положении чеки ролик ударника лежит в канавке чеки, при этом пружина ударника частично сжата. При движении чеки на взвод за



Фиг. 123. Верхняя часть катапультируемого сиденья (вид сзади).

нет скола чеки пружина сжимается, приобретает большую ударную силу. При дальнейшем движении чеки на выстрел ролик ударника срывается со скола чеки и бойки ударяют по капсулям пиропатрона К-5-2.

Образовавшимися пороховыми газами открывается шариковый замок стреляющего механизма, а за-

тем выталкивается шток, увлекающий за собой всё сиденье.

Срок годности пиропатрона в заряженном (открытом) состоянии — 1 год, в герметичной упаковке — 6 лет. Для защиты головки стреляющего механизма установлена гнутая броня толщиной 8 мм (фиг. 123).

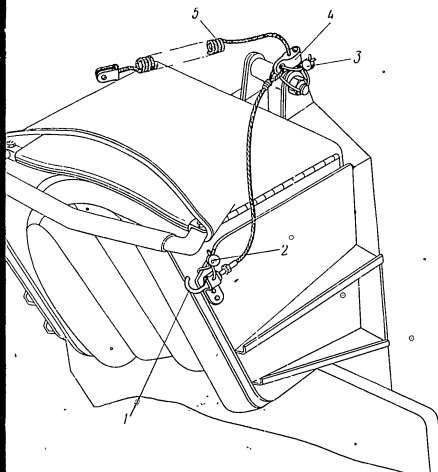
9. СИСТЕМА БЛОКИРОВКИ С ФОНАРЕМ

Для предупреждения выстрела стреляющего механизма при закрытом фонаре на самолете выполняется блокировка стреляющего механизма с фонарем. Мягкая контровочная шпилька стреляющего механизма соединена с подвижной створкой фонаря при помощи троса, скрученного в спиралью. При закрывании фонаря трос, скрученный в спираль, распрямляется, давая возможность фонарю закрыться. При аварийном сбрасывании фонаря, когда фонарь отлетит от самолета примерно на 1,5 м, контровочная шпилька выдергивается из стреляющего механизма, давая возможность произвести выстрел.

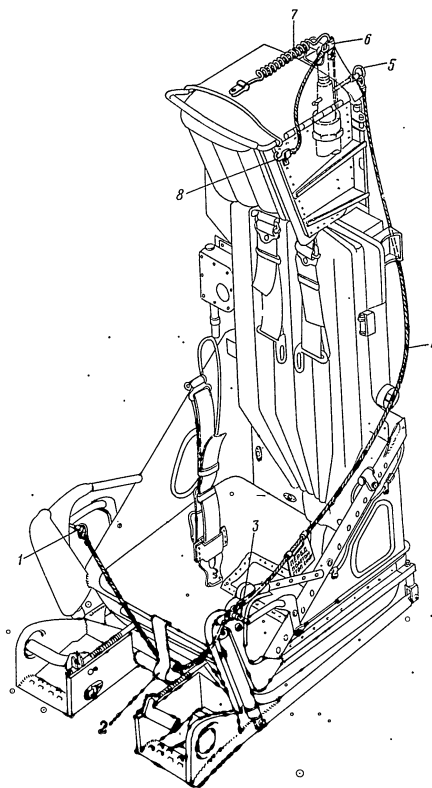
Для производства выстрела при несброшенном фонаре (в случае заклинивания фонаря) на крышке заголовника (с левой его стороны) закреплен крючок с тросом, присоединенный к мягкой контровочной шпильке.

В случае необходимости катапультирования через фонарь (фиг. 124) летчик берет левой рукой за крючок, окрашенный в красный цвет, и сначала вытаскивает пломбировку, которая контит крючок с

крышкой заголовника, затем резким движением дергает за крючок и выдергивает мягкую контровочную шпильку из стреляющего механизма, при



Фиг. 124. Крючок с тросом для выдергивания контровочной шпильки при катапультировании через фонарь. 1—крючок с тросом для выдергивания шпильки из стреляющего механизма при катапультировании через фонарь; 2—шток контровки крючка со стабилизатором; 3—пломба для блокировки мягкой шпильки с сиденьем; 4—ушко мягкой шпильки; 5—трос крепления шпильки к фонарю.



Фиг. 125. Наземные створки катапультируемого штурманского сиденья.

1—шток рукоятки дублированного управления стреляющим механизмом на правом поручне; 2—шток подножек сиденья; 3—шток рукоятки дублированного управления стреляющим механизмом на левом поручне; 4—трос, соединяющий створки; 5—шток стреляющего механизма; 6—мягкая шпилька воздушного стопорения стреляющего механизма; 7—трос крепления шпильки к фонарю; 8—крючок с тросом для выдергивания шпильки из стреляющего механизма при катапультировании через фонарь.

этом срывается вторая пломбировка, которая контит шпильку со стреляющим механизмом. После удаления мягкой контровочной шпильки из стреляющего механизма можно произвести выстрел при несброшенном фонаре.

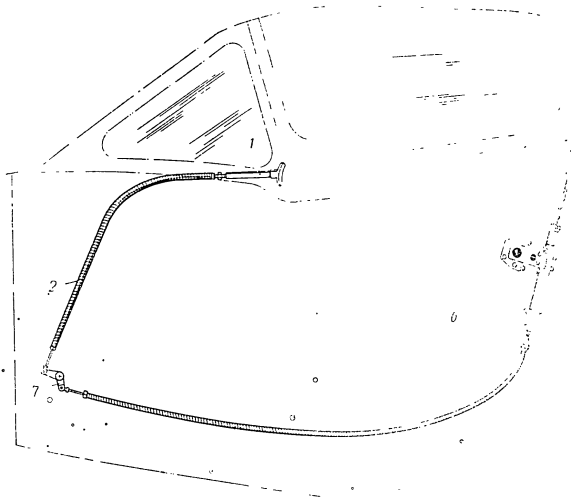
Для безопасности наземной работы с сиденьем введена система стопоров (фиг. 125). Три жесткие

контровочные шпильки с тросом, вставляются в стреляющий механизм — в поручни сиденья — при посадке на самолет и снимаются на земле и снимаются

10. СИСТЕМА АВТОНОМНОГО СБРАСЫВАНИЯ

Для сбрасывания фонаря без включения в работу механизмов катапультируемого сиденья в кабине установлена система автономного сбрасывания фонаря (фиг. 126).

автономного сбрасывания фонаря над приборной доской. Трос заключен в оболочку и входит под правым



Фиг. 126. Схема автономного сбрасывания фонаря. 1—ручка автономного сбрасывания фонаря; 2—трос в бондированной оболочке; 3—тяжкий; 4—пружинный механизм; 5—левый рельс крепления; 6—шток; 7—шток.

На левом рельсе сиденья установлен пружинный механизм автономного сбрасывания. Этот механизм представляет собой цилиндр с размещенной в нем сжатой пружиной, которая срабатывает после отсоединения шарикового замка. К штоку пружинного механизма прикреплен трос, соединенный с ручкой

шариковый замок от механизма автономного сбрасывания, который соединен с ручкой сбрасывания фонаря в кабине.

этом срывается вторая пломбировка, которая конт-
рит шпильку со стреляющим механизмом. После
удаления мягкой контровочной шпильки из стреля-
ющего механизма можно произвести выстрел при
несброшенном фонаре.

Для безопасности наземной работы с сиденьем
введена система стопоров (фиг. 125). Три жесткие

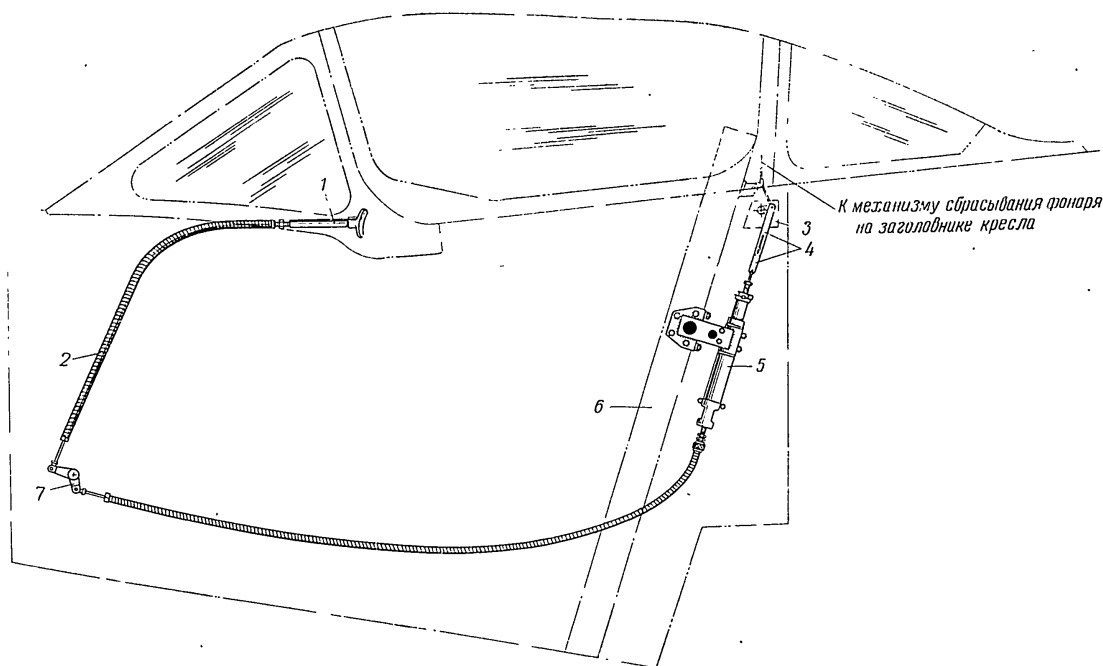
контровочные шпильки, соединенные между собой
тросом, вставляются: одна — в корпус головки
стреляющего механизма через упор бойка, две дру-
гие — в поручни сиденья через ручки дублирующе-
го управления выстрелом. Эта система стопоров на-
ходится на самолете во время пребывания самолета
на земле и снимается только на старте.

10. СИСТЕМА АВТОНОМНОГО СБРАСЫВАНИЯ ФОНАРЯ

Для сбрасывания фонаря без включения в рабо-
ту механизмов катапультируемого сиденья в кабине
установлена система автономного сбрасывания фо-
наря (фиг. 126).

автономного сбрасывания фонаря, расположенной
над приборной доской с правой стороны.

Трос заключен в боуденовскую оболочку и про-
ходит под правым пультом кабины. Как только ша-



Фиг. 126. Схема автономного сбрасывания фонаря.

1—ручка автономного сбрасывания фонаря; 2—трос в боуденовской оболочке; 3—колонка сбрасывания фонаря;
4—тяжки; 5—пружинный механизм; 6—левый рельс кресла; 7—качалка.

На левом рельсе сиденья установлен пружинный
механизм автономного сбрасывания. Этот механизм
представляет собой цилиндр с размещенной в нем
сжатой пружиной, которая срабатывает после от-
крытия шарикового замка. К штоку пружинного ме-
ханизма прикреплен трос, соединенный с ручкой

риковий замок открывается, сжатая пружина меха-
низма автономного сбрасывания резко толкает
шток, который соединен тягами с колонкой сбрасы-
вания фонаря в той же точке, где присоединяется
тяга от механизма на заголовнике; механизм сбрасы-
вания приходит в движение и фонарь сбрасы-
вается.

ОГЛАВЛЕНИЕ

	Стр.		Стр.
Введение	3	Глава VIII	
Глава I		Радиооборудование	
Фюзеляж		1. Радиолокационная станция РП-1	70
1 Носовая часть фюзеляжа	6	2. Оборудование слепой посадки ОСП-48П	78
2 Хвостовая часть фюзеляжа	9	3. Связная ультракоротковолновая радиостанция РСИУ-3М	79
3 Фонарь кабины	15	4. Ответчик системы радиопознания (СРО)	81
Глава II		Глава IX	
Крыло		Кабина самолета и ее оборудование	
1 Конструкция крыла	22	1. Герметическая кабина	82
2 Щиток-закрылок	—	2. Кислородное оборудование	84
3. Элерон	24	3. Противооперегрузочный костюм ППК-1	85
4 Узлы крыла	—	4. Катапультируемое сиденье	80
5. Оборудование крыла	—	Глава X	
Глава III		Приборное оборудование самолета. Размещение приборов и органов управления в кабине	
Хвостовое оперение		1. Пилотажно-навигационные приборы	93
1. Вертикальное оперение	25	2. Система ПВД	—
2. Горизонтальное оперение	26	3. Приборы контроля за работой силовой установки	94
Глава IV		4. Размещение приборов и органов управления в кабине	—
Шасси и органы управления самолетом		Глава XI	
1. Шасси	27	Вооружение	
2. Управление самолетом	31	1. Размещение пушек на самолете	100
Глава V		2. Лафет	—
Гидросистема и воздушная система		3. Подъемный механизм	104
1. Основная гидросистема	36	4. Система питания пушек боекомплект	106
2. Система гидроусилителя БУ-1У	38	5. Фотоулеметы С-13 и ФКП-2	107
3. Воздушная система	39	6. Прицел АСП-3М	—
Глава VI		7. Управление огнем пушек	—
Силовая установка		Глава XII	
1. Основные сведения о двигателе	43	Катапультируемое истребное сиденье летчика	
2. Принцип работы форсажной камеры	46	1. Каркас сиденья	110
3. Электрическая система форсажной камеры	—	2. Заголовник	—
4. Крепление двигателя и форсажной камеры	48	3. Система управления сбрасыванием фонаря и стреляющим механизмом	—
5. Рычаг управления двигателем	—	4. Дублирующее управление стреляющим механизмом	111
6. Управление двигателем и форсажной камерой	50	5. Подножка	—
7. Система охлаждения	51	6. Привязные ремни	112
8. Топливная система	—	7. Система открывания захватов и замка привязных ремней	113
9. Автономный запуск двигателя	59	8. Стреляющий механизм	—
10. Противопожарное оборудование	—	9. Система блокировки с фонарем	116
Глава VII		10. Система автономного сбрасывания фонаря	117
Электрооборудование			
1. Спецификация элементов электрооборудования самолета	61		
2. Энергетический узел	66		
3. Потребители электроэнергии	—		

Редактор Л. А. Гильберг

Подписано в печать 3/XI 1956 г. Формат бумаги 60×92¹/₈

Типография ЦАГИ. Зак.

Стр.

III	
вание	
П-1	70
ОСП-48П	78
Окая радиостанция	79
авания (СРО)	81

X	
оборудование	
	82
	84
ППК-1	85
	90

олета. Размещение	
ления в кабине	
боры	93
и силовой установки	94
оя управления в ка-	--

	100
	--
	104
мплектом	106
	107
	--

сиденье летчика	
	110
ваншем фонаря и	--
ределяющим механиз-	
	111
	112
и замка привяз-	113
	116
ания фонаря	117

Редактор Л. А. Гильберг

Техн. редактор П. В. Щербинков

Подписано в печать 3/XI 1956 г. Формат бумаги 60X92¹/₈=7,5 б. л.—15 п. л.—7 вкл. Уч.-изд. л. 18,45

Типография ЦАГИ. Зак. 02118/31763